مبادئ الطيران



الدكتور
ثابت طلال العادي



مبادئ الطيران

مبادئ الطيران

تأليف:
د.طيـــار ثابـــت طـــلال العادي

شارك في الاعداد:
تسنيـــــــم عمـــورة

دار جليس الزمان للنشر والتوزيع

شارع الملكة رانيا – مقابل كلية الزراعة – عمارة العساف – الطابق الأرضي، هاتف: 009626 5343052 – فاكس : 0096265356219

الطبعة الأولى

2013

المملكة الأردنية الهاشمية
رقم الإيداع لدى دائرة
المكتبة الوطنية
(2012/2/702)

629.134

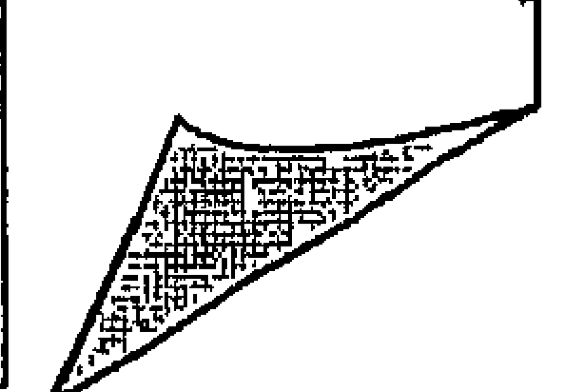
العادي، ثابت طلال

مبادئ الطيران/ ثابت طلال العادي

عمان: دار جليس الزمان 2012

الواصفات: الطيران // الطائرات

ردمك: ISBN 978-9957-81-168-6



المقدمة

تتجلى عظمة الله تعالى في خلقه؛ خلق الكون فأحسن كل شيء خلقه، وخلق السماوات بغير عمد نراها. خلق الطير صافّات ويقبضن، وخلق البعوضة تطير رغم صغرها ليُعَلِّم الانسان ما لم يعلم. فسبحانك ربي ما أعظمك.

في هذا الكتاب، أُقدم لك عزيزي القارئ جملةً من مبادئ علم الطيران مبتدءاً بالتحدث عن أجزاء الطائرة إلى كيفية الطيران والآلية التي يتم بها. هذه المبادئ هي الأساس في التطبيقات الفيزيائية المتبعة الآن في بناء الطائرات.

أُقدم هذا الكتاب بلغة سهلة سلسة بحيث يستطيع القارئ الوصول إلى الفكرة حتى ولو لم يكن ملما بعلوم الطيران. ولكني أنصح القارئ بالتسلسل في الأفكار كما هي مرتبة في فصول هذا الكتاب؛ ذلك أن هناك الكثير من الأفكار المرتبطة والتي تعتمد على بعضها البعض في أول الكتاب وآخره. وإني لأرجو الله العلي القدير أن يساعد هذا الكتاب كل طالب علم، وأن يسهل عليه فهم أفكاره، إنه على كل شيء قدير.

أحببت الطيران في الصغر فحلمت أن أتعلمه، وعندما تعلمته أحببت أن أُعلِّمه، فكان هذا الكتاب باكورة عملي في مجال تعليم الطيران، وإني لأدعو الله تعالى أن يكون في ميزان حسناتي، إنه سميع مجيب.

المؤلف

د. طيار ثابت العادي

الطموح دافع الرجال، والرجل من يجعل الحلم يتحقق

ثابت العادي

فهرس المحتويات

الفصل الأول

وحدات القياس

وحدات القياس

قبل البدء بدراسة مبادئ الطيران والديناميكيات الهوائية، من المهم أن نتعرف قليلاً الى وحدات القياس المستخدمة عالمياً في هذا المجال. هذه الوحدات العالمية معروفة باسم Standard International units (SI units) ويتم الاعتماد عليها في معظم الدراسات الخاصة بالديناميكا الهوائية.

: (SI Units)

أهم الوحدات المستخدمة عالمياً هي تلك المتعلقة بـــ :

1. الكتلة (Mass): وهي كمية المادة في الجسم ويتم قياسها بالكيلوغرام (كغم).
2. الطول (Length) : وهو المسافة بين نقطتين ويتم قياسها بالأمتار (م).
3. الوقت (Time) : وهو مدة الزمن لحدث ما، ويتم قياسه بالثواني (ث).

نستطيع الآن اشتقاق باقي الوحدات القياسية العالمية كالتالي:

- المساحة (Area): وهي قياس لمسطح ما ويتم قياسها بالأمتار المربعة (م^2).
- الحجم (Volume): وهو قياس للفضاء الذي تم ملؤه بجسم ما ويتم قياسه بالمتر المكعب (م^3).
- السرعة (Velocity): وهي قياس لحركة بمسافة معينة خلال زمن معين ويتم قياسها بالمتر لكل ثانية (م / ث).
- التسارع (Acceleration): وهو مقدار التغير بسرعة جسم ما خلال وقت معين ويقاس بالمتر لكل ثانية مربعة (م / ث^2).

- الزخم أو القوة الدافعة (Momentum): هي نتاج لكتلة وسرعة جسم ما ويتم قياسها بـــ (كغم .م \ث).

الزخم = الكتلة × السرعة

- القوة (Force): وهي العامل الخارجي القادر على تغيير حالة جسم ما من الثبات أو الحركة الى حالة أخرى.

القوة = الكتلة ×التسارع

= كغم . م / ث^2

أود التنويه هنا إلى أن وحدة (كغم . م /ث^2) هي ما يسمى بوحدة النيوتن (Newton) وهي نفس الوحدة التي يقاس فيها وزن جسم ما، حيث أن وزن الجسم هو نتاج لكتلته التي يؤثر عليها جذب الأرض أو تسارع الجاذبية الأرضية. إذن الوزن هو شكل من أشكال القوة فيزيائياً.

- الوزن (Wight): وهو قوة جذب الأرض لجسم معين ذو كتلة معينة.

الوزن = الكتلة × تسارع الجاذبية الأرضية

= كغم × م / ث^2

= نيوتن

تجدر الاشاره إلى أن الوزن يتغير مع تغير تسارع الجاذبية الأرضية وتسارع الجاذبية الأرضية يتغير مع تغير الموقع الجغرافي على الكرة الأرضية أو الارتفاع عن سطحها، ولكن تحت الظروف القياسية فإن تسارع الجاذبية الأرضية = 9.81 م / ث^2

- الشغل (Work): وهو الجهد اللازم عندما تؤثر قوة معينة على جسم ما لترفعه أو تحركه في نفس اتجاهها

الشغل = القوة × المسافة

= كغم. م/ ث^{2} × م

= كغم x م^{2} / ث^{2}

وهذه الوحدة تسمى (جول) – (Joule)

لاحظ أن وحدة الجول يمكن كتابتها باستخدام وحدة نيوتن

الشغل = القوة × المسافة

= نيوتن × م

= نيوتن . م (Newton.m)

- القدرة: هي معدل التغير في الشغل خلال زمن معين، وحدة قياس القدرة هي الواط (Watt) وتساوي جول لكل ثانية أو جول/ث ويمكن استخدام وحدة (نيوتن . م)/ث

- الطاقة (Energy): وهي المقدرة على عمل شغل معين وتكون على شكلين:

1. طاقة الوضع (Potential Energy): وهي الطاقة الكامنة في جسم ثابت غير متحرك.
2. طاقة الحركة (Kinetic Energy): وهي الطاقة لجسم متحرك.

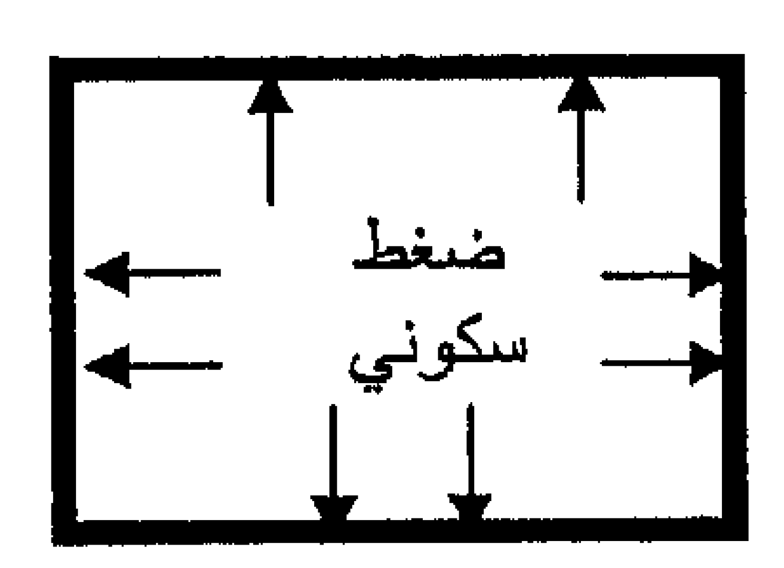
ويتم حساب الطاقة بوحدة الجول (Joule) والذي يساوي(نيوتن × م).

- الضغط (Pressure): وهو مقدار القوة المؤثرة على مساحة معينة من سطح معين، وحدة قياس الضغط الدولية هي باسكال (Pascal) والتي تساوي فعلياً نيوتن/ م^2

من المهم هنا التحدث عن أشكال الضغط في علم الديناميكا الهوائية(Aerodynamics) وهي :

أولاً: **الضغط السكوني P_S (Static Pressure):**

عندما يكون الهواء ثابتاً في مكان معين فإن جزيئاته تتحرك في جميع الاتجاهات مطلقة ضغطاً في جميع الإتجاهات بالتساوي، مثلاً لو وضعنا كمية من الهواء في صندوق معين فإن الهواء يطلق ضغطاً سكونياً على جميع أسطح هذا الصندوق وبالتساوي.



ثانياً: **الضغط الحركي أو الديناميكي P_D (Dynamic Pressure).**

وهذا النوع من الضغط يظهر عندما تصطدم الجزيئات الهوائية المتحركة بجسم متحرك آخر له سرعة أخرى غير سرعة الهواء أو عندما تصطدم جزيئات الهواء المتحركة بجسم ثابت غير متحرك بمعنى آخر عندما يكون هناك فرق في السرعة بين الهواء وجسم آخر.

ثالثاً: **الضغط الكلي P_T (Total Pressure):**

وهو مجموع الضغط السكوني والضغط الحركي.

$$P_T = P_S + P_D$$

- الكثافة $\mathcal{D}\rho$ (Density): وهي كمية الكتلة الموجودة في حجم معين.

وحدة الكثافة هي (كغم/ م^3)

تجدر الإشارة هنا إلى أن كثافة الهواء $\mathcal{D}\rho$ هي من أهم العوامل المؤثرة في الديناميكا الهوائية ودراستها، وهذه الكثافة تتغير بتغير الضغط والحرارة والرطوبة وكلها مجتمعة تؤثر على أداء الطائرات بشكل عام.

- الحرارة T (Temperature): وهي قياس سخونة جسم ما.

وحدة قياس درجات الحرارة تسمى السليسيوس (C^o) وهي المتعارف عليها بدرجة الحرارة المئوية في القياسات والحسابات العلمية يتم استخدام وحدات قياس الحرارة الديناميكية المعروفة باسم كلفن (Kelvin) K^o وللتحويل بين C^o و K^o يجب استخدام المعادلة التالية:

$$K^o = C^o + 273$$

مثال: ما هي درجة الحرارة ب K^o إذا كانت الحرارة 15 C^o

$$K^o = C^o + 273$$

$$K^o = 15 + 273$$

$$K^o = 288$$

ملخص الوحدات المستخدمة:

1. الكتلة = كغم = Kg
2. الطول = م = m
3. الوقت = ثانية = s
4. المساحة = م^2 = m^2
5. الحجم = م^3 = m^3
6. السرعة = م/ ث = m/s
7. التسارع = م / ث^2 = m/s^2
8. الزخم = كغم.م / ث = Kg.m/s
9. القوة = نيوتن = N
10. الوزن = نيوتن = N
11. الشغل = جول = J = N.m
12. القدرة = الواط = W = J/s = N.m/s
13. الطاقة = جول = J = N.m
14. الضغط = باسكال = P = N/m^2
15. الكثافة = كغم / م^3 = Kg/m^3

الفصل الثاني

أجواء الطيران

أجواء الطيران

بعدما تكلمنا في الفصل السابق عن وحدات القياس في عالم الطيران، لابد وأن نعطي لمحة بسيطة عن محيط الطيران وأجوائه قبل الخوض في علم الحركة الهوائية ومبادئ الطيران، لتكون المعلومات أكثر سلاسة ووضوحاً.

الغلاف الجوي Atmosphere:

وهو الغلاف الهوائي المحيط بالكرة الأرضية، يتكون الهواء بصورة عامة من الأكسجين 21% والنيتروجين 78% وغازات أخرى 1%. يوجد بخار الماء محمولاً في الهواء حتى ارتفاع 11 كم وبكميات متفاوته بين منطقة وأخرى، وبين ارتفاع وآخر وحسب درجات الحرارة أيضاً. من خواص الهواء أن له وزن وأنه قابل للانضغاط. ضغط الهواء وكثافته ودرجة حرارته جميعها تقل كلما ارتفعنا أكثر. *كل هذه العوامل تؤثر في أداء الطائرة وقدرتها على الارتفاع والتحليق في الهواء.*

قانون الغازات العام (Universal Gas Low):

هذا القانون يجمع بين متغيرات الهواء وينص على ما يلي:

$$\frac{\text{الضغط}}{\text{الحرارة} \times \text{الكثافة}} = \text{ثابت}$$

$$\text{Constant} = \frac{\text{Pressure (P)}}{\text{Temperature (T) x Air Density } (\mathcal{D}_\rho)}$$

نلاحظ من هذه المعادلة أن الكثافة تتأثر بصورة واضحة بالضغط والحرارة والعكس صحيح طبعاً.

تأثير الضغط P على كثافة الهواء $\mathcal{D}_{\rho}$:

الهواء قابل للانضغاط وذلك لأن جزيئاته عندما تتعرض لضغط معين فإنها تتقارب من بعضها البعض، وذلك يؤدي إلى زيادة في عددها في حجم معين وبالتالي فإن كتلة الهواء في ذلك الحجم تزيد، أي أن كثافته تزيد، ***بلغة أخرى فإن كثافة الهواء تتناسب طردياً مع الضغط*** فإذا زاد الضغط زادت كثافة الهواء وإذا قل الضغط قلت كثافة الهواء.

كثافة الهواء α الضغط

Pressure (P) α Air density ($\mathcal{D}_{\rho}$)

تأثير الحرارة T على كثافة الهواء $\mathcal{D}_{\rho}$:

عندما تتعرض جزيئات الهواء الى حرارة أعلى فإنها تزيد من سرعة حركتها وتزيد من المسافات التي بينها، وبالتالي فإنه إذا زادت الحرارة عند حجم معين فإن تباعد جزيئات الهواء من بعضها سيقلل من عددها في ذلك الحجم؛ أي ستقل كتلة الهواء الموجودة فيه وبالتالي ستقل كثافته، والعكس صحيح تماما فعندما تقل الحرارة تتقارب جزيئات الهواء من بعضها ويزيد عددها في حجم معين زائدةً بذلك كتة الهواء في نفس الحجم وبالتالي فإن كثافة الهواء ستزيد. من هنا وبلغة أخرى ***فإن كثافة الهواء تتناسب عكسياً مع الحرارة***

كثافة الهواء α 1 / الحرارة

$$\text{Air Density}(\mathcal{D}_{\rho}) \quad \alpha \quad \frac{1}{\text{Temperature (T)}}$$

تأثير الارتفاع عن سطح البحر على كثافة الهواء:

عند زيادة الارتفاع عن سطح البحر فإن ضغط الهواء وحرارته ينخفضان بصورة واضحة، كما وضحنا سابقاً فإن كثافة الهواء تزيد إذا قلت الحرارة أو زاد الضغط، ولكن بعد الدراسات والتجارب وجد أنه عند اجتماع عاملي الضغط والحرارة مع بعضهما وتأثيرهما في الكثافة، فإن تأثير الضغط هو المسيطر على الكثافة بصورة أكبر، وبالتالى نتوصل الى هذه النتيجة:

كلما زاد الارتفاع عن سطح البحر كلما قل الضغط وقلت كثافة الهواء (تناسب عكسي)

$$\text{الارتفاع عن سطح البحر} \;\alpha\; \frac{1}{\text{كثافة الهواء}}$$

$$\frac{1}{\text{Air density } (\mathcal{D}\rho)} \;\alpha\; \text{Altitude}$$

تأثير الرطوبة (Humidity) على كثافة الهواء:

تدل الرطوبة بصورة عامة على كمية جزيئات بخار الماء المحمولة في الجو، فإذا كان لدينا حجم معين من الهواء فيه عدد معين من جزيئات الهواء وعند درجة رطوبة معينة، وقمنا بزيادة الرطوبة أي زيادة عدد جزيئات بخار الماء، فإن جزيئات بخار الماء ستحل محل الهواء مما يؤدي الى تقليل عدد جزيئات الهواء وكتلتها في ذلك الحجم وهذا يعني أن كثافته ستقل بزيادة الرطوبة والعكس صحيح، وبلغة أخرى فإن ***الكثافة تتناسب عكسياً مع الرطوبة***

$$\text{كثافة الهواء} \;\alpha\; \frac{1}{\text{الرطوبة}}$$

$$\text{Air density } (\mathcal{D}\rho) \;\alpha\; \frac{1}{\text{Humidity}}$$

الغلاف الجوي القياسي العالمي

:International Standard Atmosphere (ISA)

للقيام بالدراسات والمقارنات والأبحاث قام العلماء بوضع تصور قياسي كامل للغلاف الجوي ليتم من خلاله بناء علوم الطيران، ذلك أن الضغط الجوي ودرجات الحرارة وكثافة الهواء متغيرة دوماً دون توقف، هذا التصور القياسي للغلاف الجوي تم اعتماده من منظمة الطيران المدني العالمي International Civil Aviation Organization (ICAO) وسُمي بالغلاف الجوي القياسي العالمي واختصاره (ISA). هذا النظام العالمي يعطي قراءات ثابتة لكل من الضغط والحرارة والكثافة عند ارتفاع معين عن سطح البحر، مثال على ذلك:

عند سطح البحر تكون الحرارة = $15\ C^{o}$

الضغط الجوي = 1013.25 مليبار

وكثافة الهواء = $1.225\ Kg / m^{3}$

في نظام (ISA) أيضاً كلما ارتفعت الطائرة 27 قدم يقل الضغط 1 مليبار

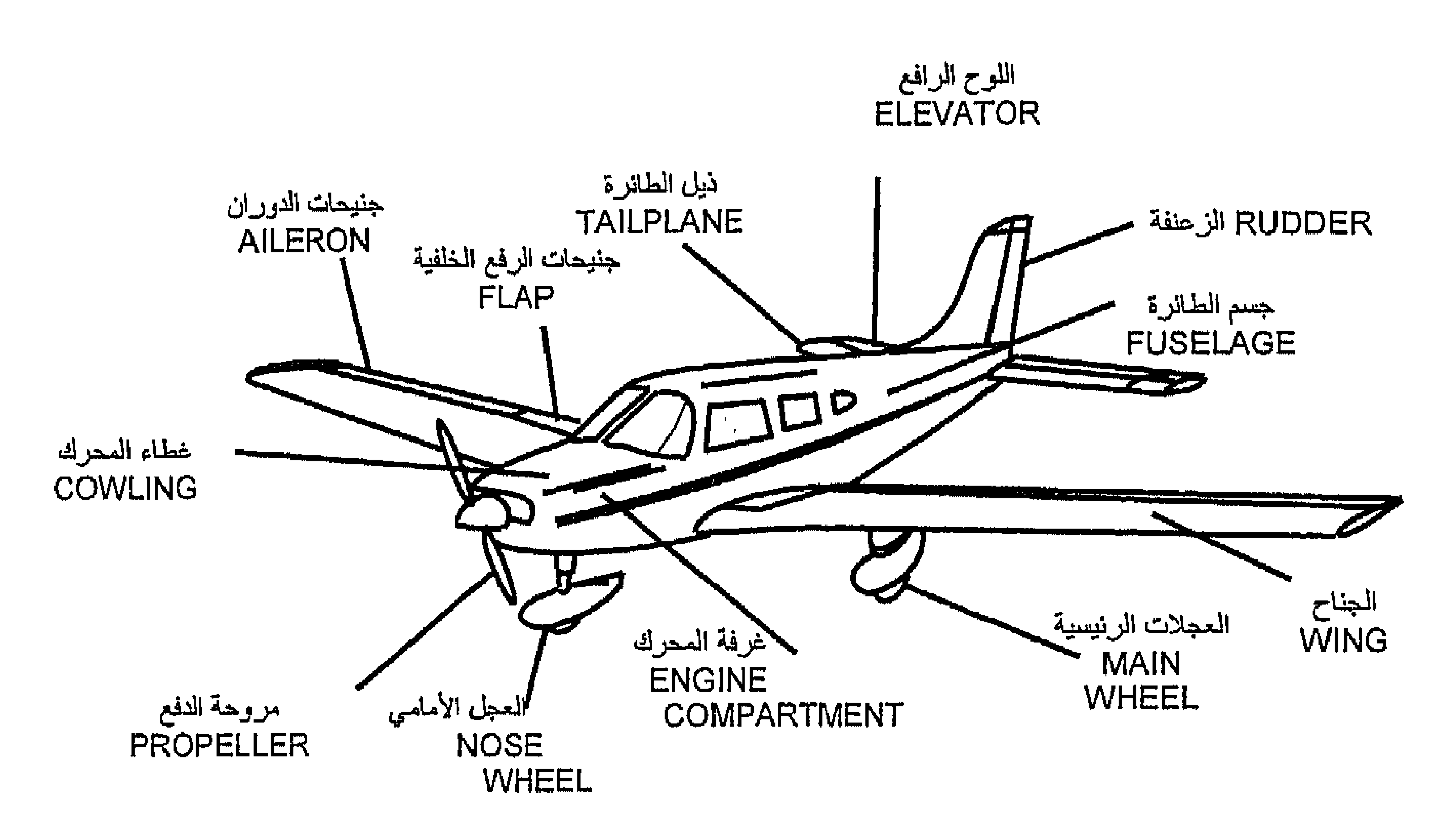
الغلاف الجوي القياسي العالمي يحتاج إلى صفحات عديدة لدراسته والبحث فيه، ولكن ذكرته هنا على سبيل التعريف فقط حيث سيمر معنا في دراستنا لمبادئ الطيران بعض من التطبيقات المعتمدة على ظروف ISA

الفصل الثالث

أجزاء الطائرة

أجزاء الطائرة

أجزاء الطائرة الأساسية



الصورة رقم 1 – 3 أجزاء الطائرة الأساسية

بالنظر إلى الصورة أعلاه نلاحظ ما يلي:

جسم الطائرة (Fuselage):

جسم الطائرة هو العنصر الأساسي فيها حيث ترتبط به الأجنحة والذيل. وفيه مقصورة الركاب ومقصورة القيادة ومتسع كاف لنقل البضائع، ويتم بناؤه على أسس علمية آخذة الديناميكا الهوائية في الحسبان.

الأجنحة (The Wings):

وهي متصلة بجسم الطائرة مباشرة وتكون مصممة لإنتاج قوى الحمل اللازمة لدعم وزن الطائرة عند الطيران، كما تكون قابلة لاستيعاب حمولة كافية من الوقود في داخلها، وقادرة على حمل محركات الطائرة.

يقوم المهندسون عادةً بتصميم أجنحة قادرة على قوى حمل أكبر من وزن الطائرة الكلي وبنسب محددة، وذلك لكي تتحمل مجمل القوى المؤثرة عليها عند القيام بمناورات الطيران من إقلاع وهبوط ودوران، ولتتحمل أيضاً التغييرات المناخية كتغير حركة الرياح وسرعتها ومثال على ذلك ما يحدث عادةً عند المرور بمطبات هوائية. سيأتي لاحقاً في هذا الفصل شرح مفصل لأنواع الأجنحة وأشكالها.

ذيل الطائرة(The Tail Section):

يتكون ذيل الطائرة عادةً من قسمين يساعدان على ثبات الطائرة قسم عامودي وآخر أفقي وسنقوم بشرحها بالتفصيل لاحقاً.

ألواح التحكم بحركة الطائرة (The Control Surface):

تنقسم ألواح التحكم إلى قسمين، ألوح تحكم أساسية وألواح تحكم ثانوية ونضرب هنا الامثلة التالية على ألواح التحكم الأساسية وهي:

- جنيحات الدوران (Ailerons): وتكون موجودة على الجزء الخلفي الخارجي من أجنحة الطائرة.
- اللوح الرافع (Elevator): ويكون موجوداً كجزء من القسم الأفقي من الذيل وفي بعض الطائرات يكون اللوح الرافع هو نفسه القسم الأفقي من الذيل.

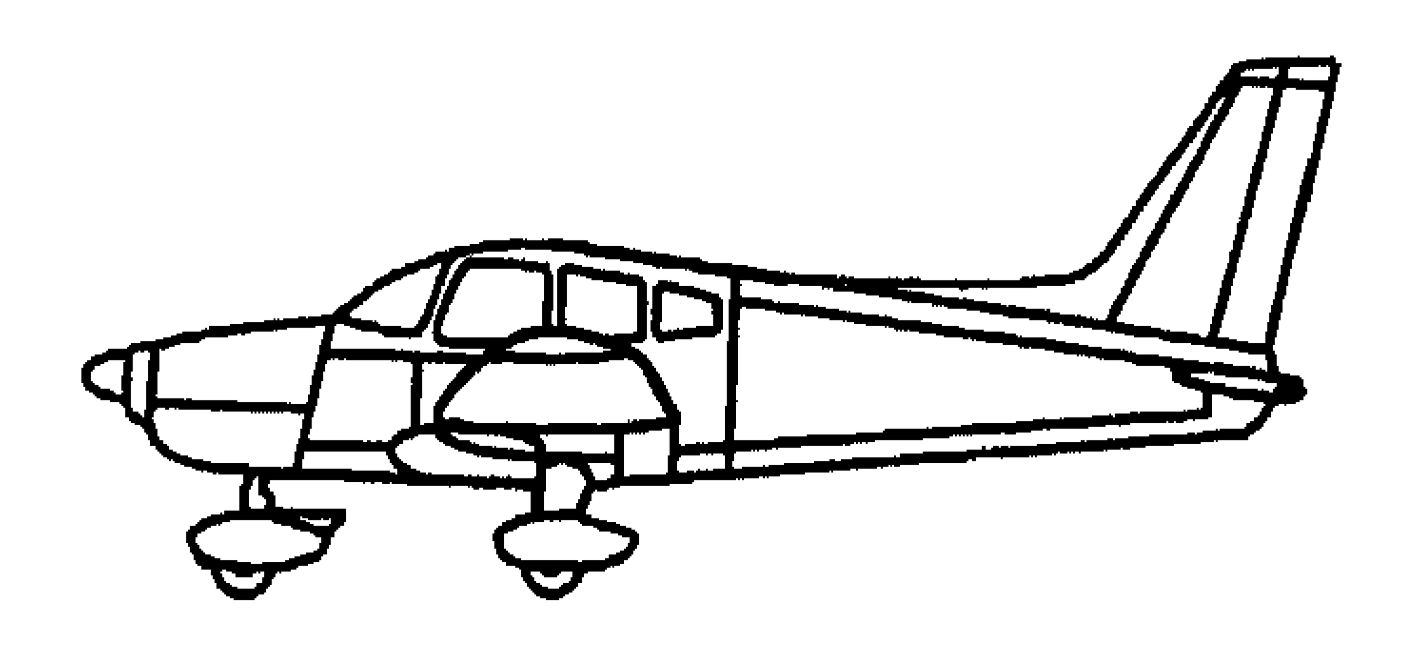
❖ الزعنفة أو الدفة (Rudder): وهي جزء من القسم العمودي من الذيل.

أما الأمثلة على ألواح التحكم الثانوية فهي جنيحات الرفع الخلفية المتحركة على مؤخرة أجنحة الطائرة (Flaps)، وجنيحات الرفع الأمامية على مقدمة أجنحة الطائرة (Slats)، وغيرها وسنقوم بتفصيل عمل كل واحدة من المذكورة أعلاه في الفصول القادمة بإذن الله.

حاملات الطائرة السفلية (العجلات الحاملة للطائرة)
(The Under Carriage):

وتكون مصممة لدعم وزن الطائرة على الأرض وامتصاص الصدمات عند الهبوط وبصورة عامة تكون على شكل ثلاثي (Tricyclic) واحد في المقدمة واثنين تحت الجزء الأكبر من الطائرة. ويستخدم العجل الأمامي عادةً في توجيه الطائرة على الأرض.

يجدر الذكر هنا أن العجلات الحاملة للطائرات تكون إما ثابتة غير قابلة للطي كما في طراز(Cessna) أو تكون قابلة للطي كما في معظم الطائرات التجارية الضخمة كالبوينج وإيرباص.



TRICYCLE TYPE

الصورة رقم 2 – 3 عجلات الطائرة

محركات الطائرة (The Engines):

يتم تصميم محركات الطائرة لإنتاج القوة اللازمة لدفع الطائرة في الهواء. معظم الطائرات الخفيفة الوزن والصغيرة الحجم تحمل محركاً واحداً ذا عدة إسطوانات (Piston Engine) والذي بدوره يكون مرتبطاً بمروحة ثابتة الشفرات (Fixed Pitch Propeller) أو بمروحة شفراتها متغيرة الزاوية (Variable Pitch Propeller) وكلما زاد وزن الطائرة وحجمها كلما زادت قوة المحرك المطلوبة أو زاد عدد المحركات المطلوبة، أما الطائرات التجارية الضخمة فتحمل محركات نفاثة توربينة (Turbofan Engine) and (Turbine Jet Engine) لتعطي قوة دفع عظمى قادرة على تحريك ودفع طائرة قد يصل وزنها الى أكثر من 500 طن مثل Airbus A380.

أجنحة الطائرات

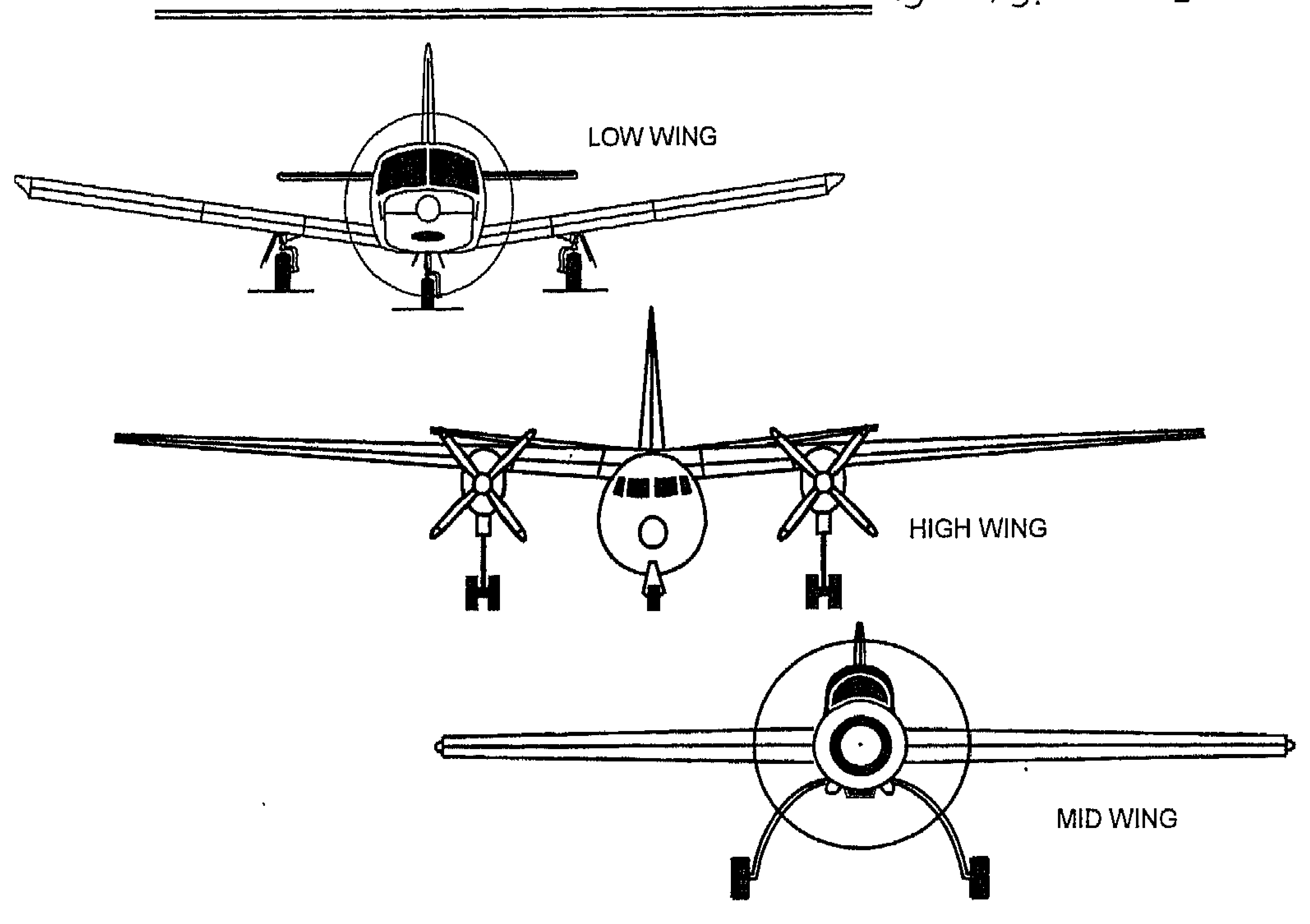
مواضع ارتباط الأجنحة بجسم الطائرة:

ترتبط الأجنحة بجسم الطائرة(Fuselage) بعدة طرق منها:

أجنحة سفلية (Low wing) : وهي الأجنحة التي ترتبط بجسم الطائرة من الأسفل كما في الصورة 3 – 3 .

أجنحة علوية (High wing) : وهي الأجنحة التي ترتبط بجسم الطائرة من الأعلى كما في الصورة 3 – 3 .

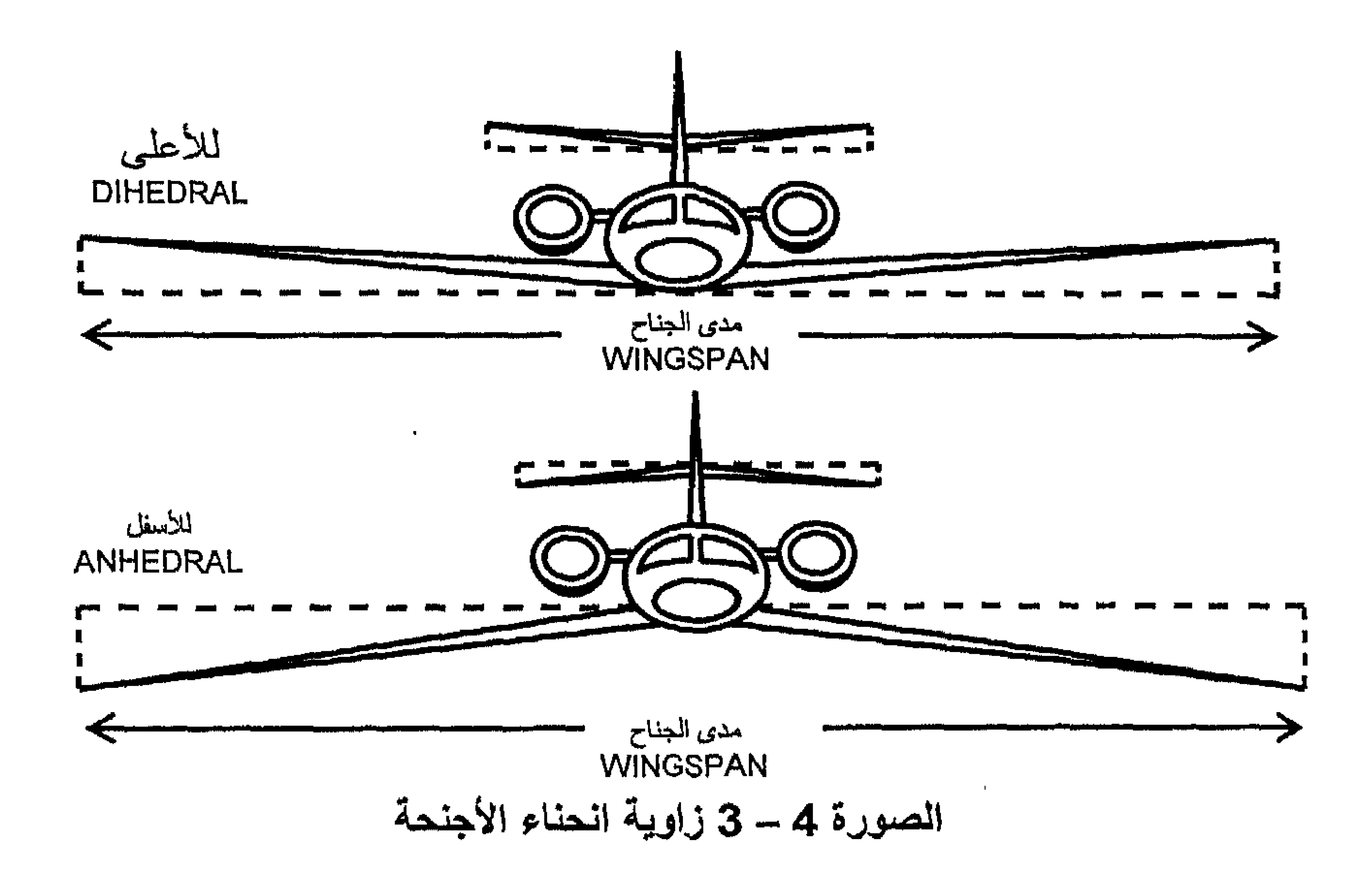
أجنحة متوسطة (mid wing) : وهي الأجنحة التي ترتبط بجسم الطائرة عند وسطه كما في الصورة 3 – 3 .



الصورة رقم 3 – 3 مواضع ارتباط الأجنحة بجسم الطائرة

تصنف الأجنحة أيضاً حسب *زاوية انحنائها إلى الأعلى أو الأسفل بالنسبة إلى جسم الطائرة* فمنها ما يكون منحنياً بزاوية معينة إلى الأعلى فوق خط الأفق (Horizontal line) عند اتصاله بجسم الطائرة ويسمى (Dihedral wing) كما في الصورة 4 – 3 :

ومنها ما يكون منحنياً بزاوية معينة إلى الأسفل تحت خط الأفق (Horizontal line) عند اتصاله بجسم الطائرة ويسمى (Anhedral wing) كما في الصورة 4 – 3

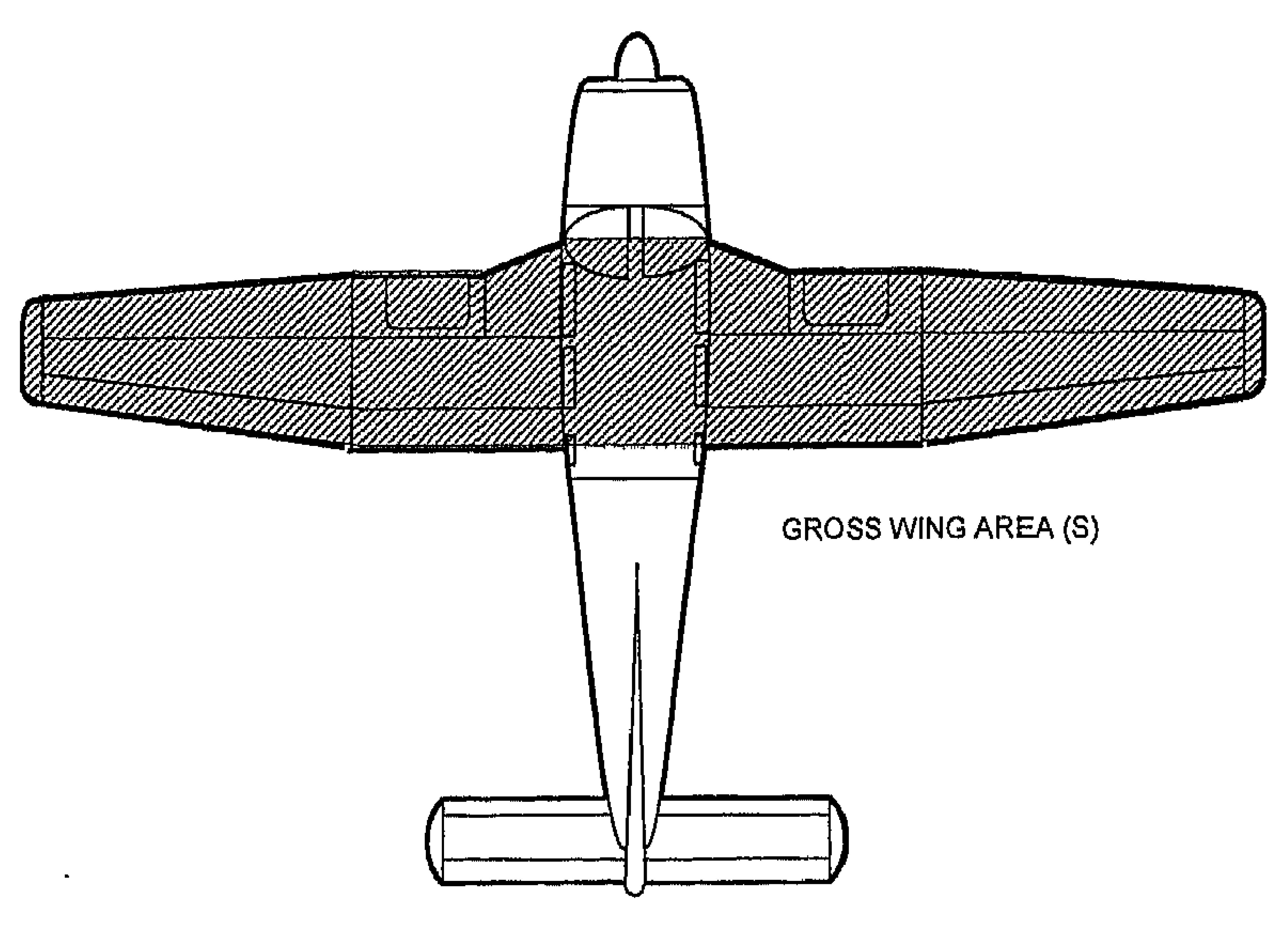


الصورة 4 – 3 زاوية انحناء الأجنحة

. التأثير على ديناميكا الهواء وحركته لهذه الأجنحة سيتم تفصيله في الفصول القادمة من الكتاب بإذن الله تعالى.

مصطلحات خاصة بمسطح الأجنحة (Wing Planform Terminology):

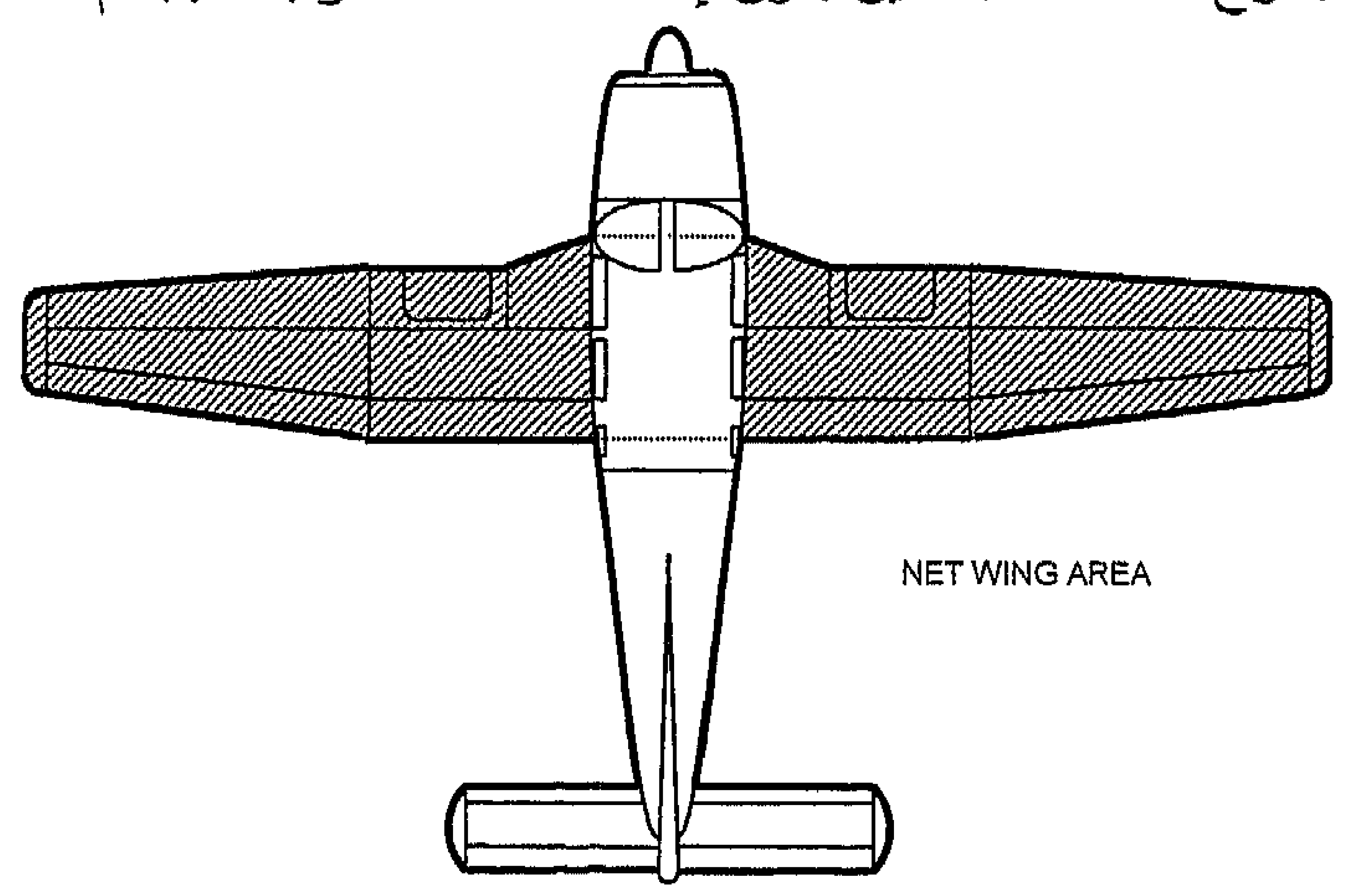
المساحة الكلية للأجنحة (Gross wing Area) يرمز لها بالرمز (S) وهي عبارة عن مجموع مساحة الجناحين بالإضافة الى جزء جسم الطائرة المرتبط بهما.



الصورة 5 – 3 مساحة الجناح الكلية

المساحة الحقيقية للأجنحة (Net Wing Area):

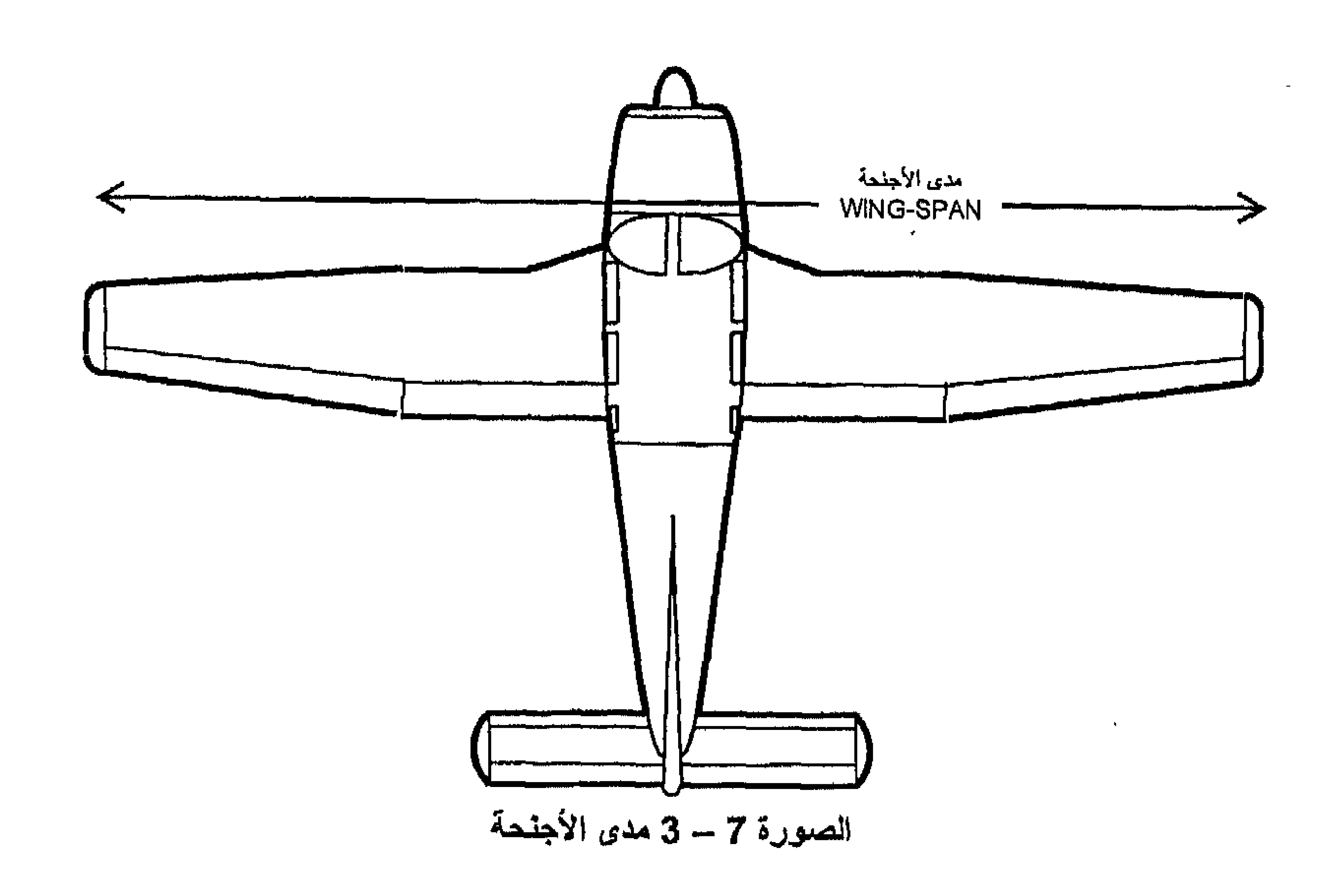
وهي مجموع مساحة الجناحين بدون إضافة المنطقة المرتبطة بجسم الطائرة



الصورة 6 – 3 المساحة الحقيقية للأجنحة

مدى الأجنحة (Wing Span):

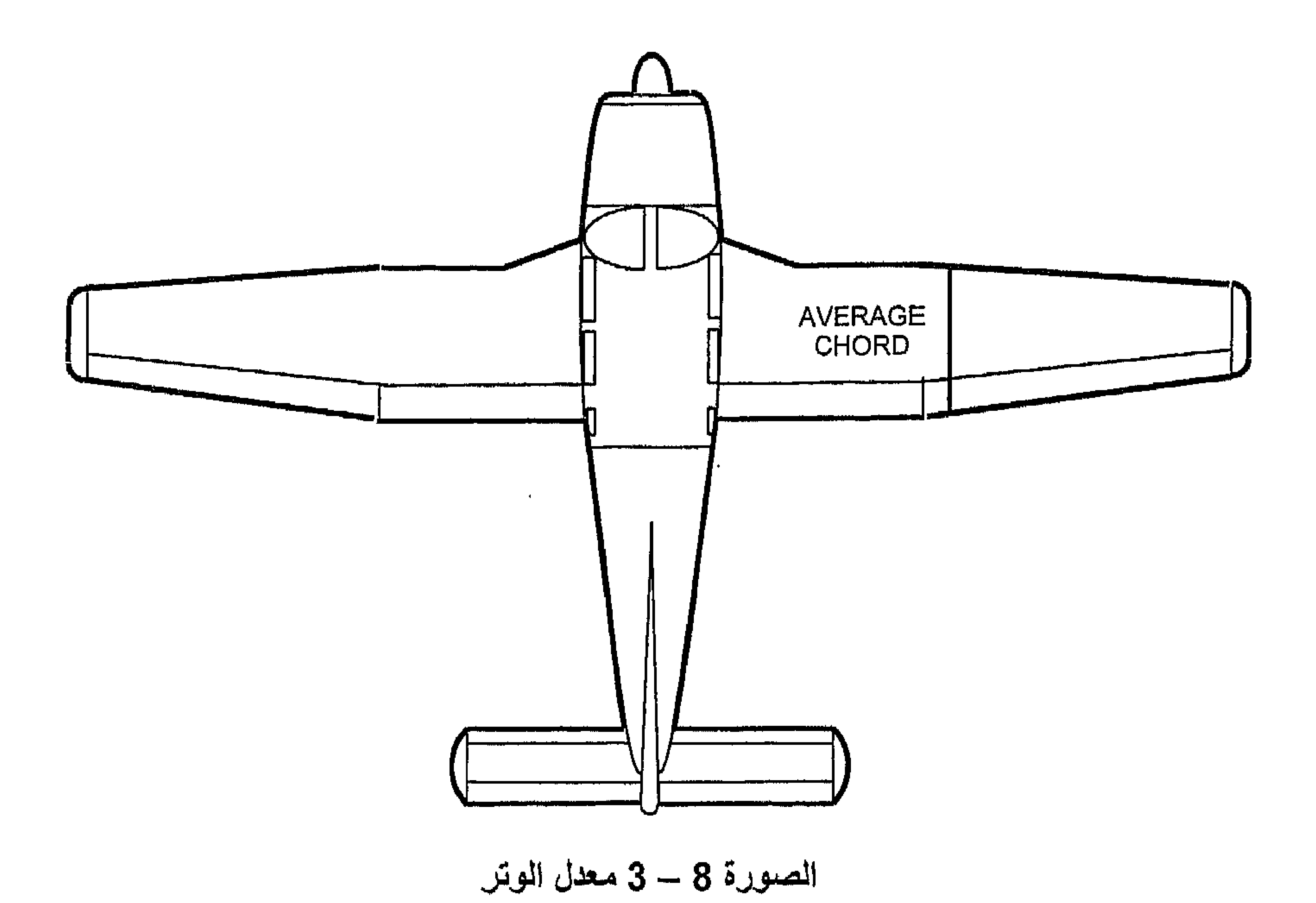
وهي المسافة بين رأس الجناح الأيمن ورأس الجناح الأيسر كما في الشكل التالي.



الصورة 7 – 3 مدى الأجنحة

وتر الجناح (Wing Chord Line):

وهو المسافة المستقيمة بين نقطة عل حافة الجناح الأمامية والنقطة الموازية لها على حافة الجناح الخلفية كما هو مبين في الصورة، لاحظ أن طول الوتر يتغير باختلاف شكل الجناح والجهة التي يتم قياسه فيها ولذلك تم اعتماد ما يسمى بمعدل الوتر(Average Chord C_{AV}) ليتم استخدامه عند اجراء الدراسات على شكل الجناح.



الصورة 8 – 3 معدل الوتر

معدل الوتر(Average Cord C_{AV}):

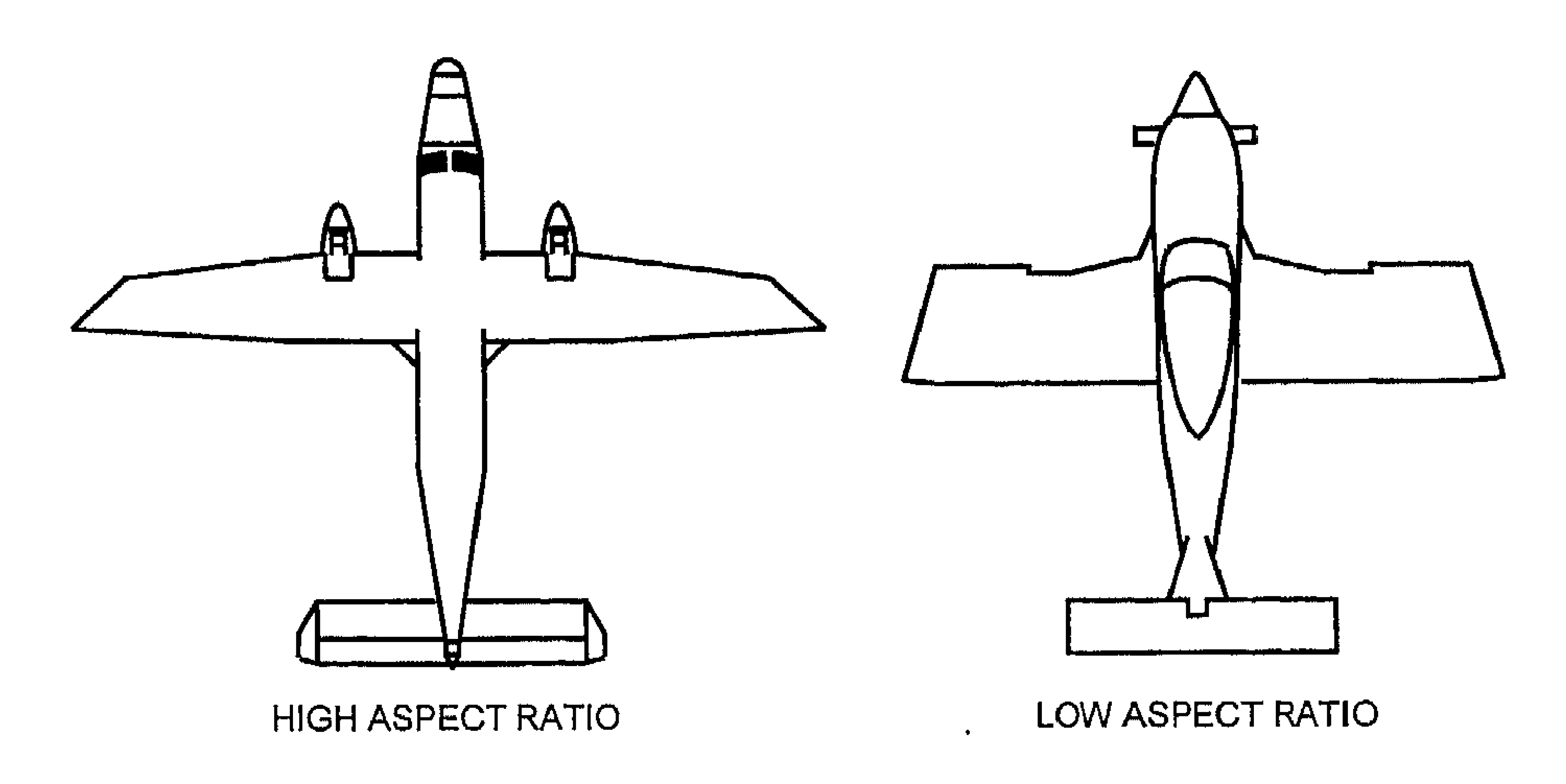
هومعدل أطوال الأوتار المأخوذة من رأس الجناح إلى قاعدة ارتباطه على جسم الطائرة. نستطيع الآن التوصل إلى كيفية إيجاد المساحة الكلية للجناح كما في المعادلة التالية:

مساحة الجناح الكلية (S) = مدى الجناح (Span) × معدل الوتر(C_{AV})

النسبة الدالة على شكل الجناح (Aspect Ratio):

وهي النسبة ما بين مدى الجناح ومعدل الوتر، كلما زادت هذه النسبة كلما كان الجناح أطول وأرفع، وكلما قلت كلما كان الجناح اقصر وأعرض.

صورة تمثل (Aspect Ratio) عالية وأخرى قليلة.



الصورة 9 – 3 النسبة الدالة على شكل الجناح

هناك عدة طرق نستطيع من خلالها التعرف الى نسبة شكل الجناح

الأولى وهي : $\frac{\text{مدى الجناح}}{\text{معدل الوتر}}$

الثانية وهي $\frac{\text{المساحة الكلية}}{(\text{معدل الوتر})^2}$

ويتم التوصل إليها كما يلي:

بما أن المساحة الكلية = مدى الجناح X معدل الوتر فإن

مدى الجناح يساوي $\frac{\text{المساحة الكلية}}{\text{معدل الوتر}}$

وبالتعويض في المعادلة الأولى للـ (Aspect ratio) نتوصل إلى ما يلي:

$$\frac{\text{مدى الجناح}}{\text{معدل الوتر}} \leftarrow \frac{\left(\frac{\text{المساحة الكلية}}{\text{معدل الوتر}}\right)}{\text{معدل الوتر}}$$

$$\leftarrow \frac{\text{المساحة الكلية}}{(\text{معدل الوتر})^2}$$

__الثالثة__ وهي $\frac{(\text{مدى الجناح})^2}{\text{المساحة الكلية}}$

ويتم التوصل إليها عن طريق التعويض وبصورة مشابهة للطريقة الثانية.

قدرة تحمل الجناح (Wing Loading):

وهي تساوي النسبة بين وزن الطائرة والمساحة الكلية للجناح

$$\text{Wing Loading} = \frac{\text{Aircraft weight}}{\text{Wing gross area (S)}}$$

ويتم حسابها بوحدة (N / m^2)

نسبة مغزلية الجناح (Taper Ratio):

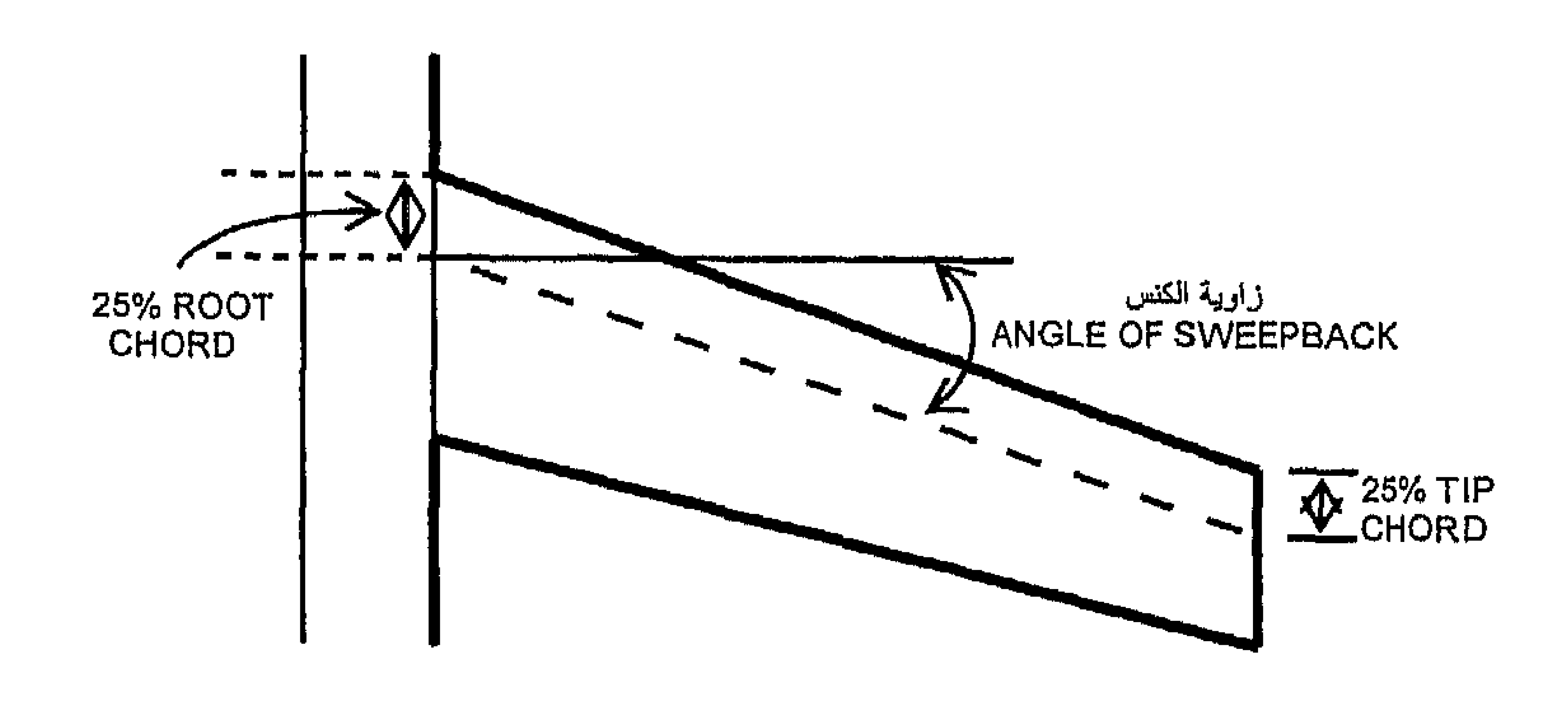
وهي النسبة بين وتر الجناح عند الطرف الخارجي (Tip Chord (C_t))

ووتر الجناح عند نقطة الالتقاء بجسم الطائرة (Root Chord (C_r))

$$\text{Taper ratio} = \frac{C_t}{C_r}$$

زاوية التقاء الجناح بجسم الطائرة، وتسمى اصطلاحاً بزاوية الكنس : (The Angle of Sweepback)

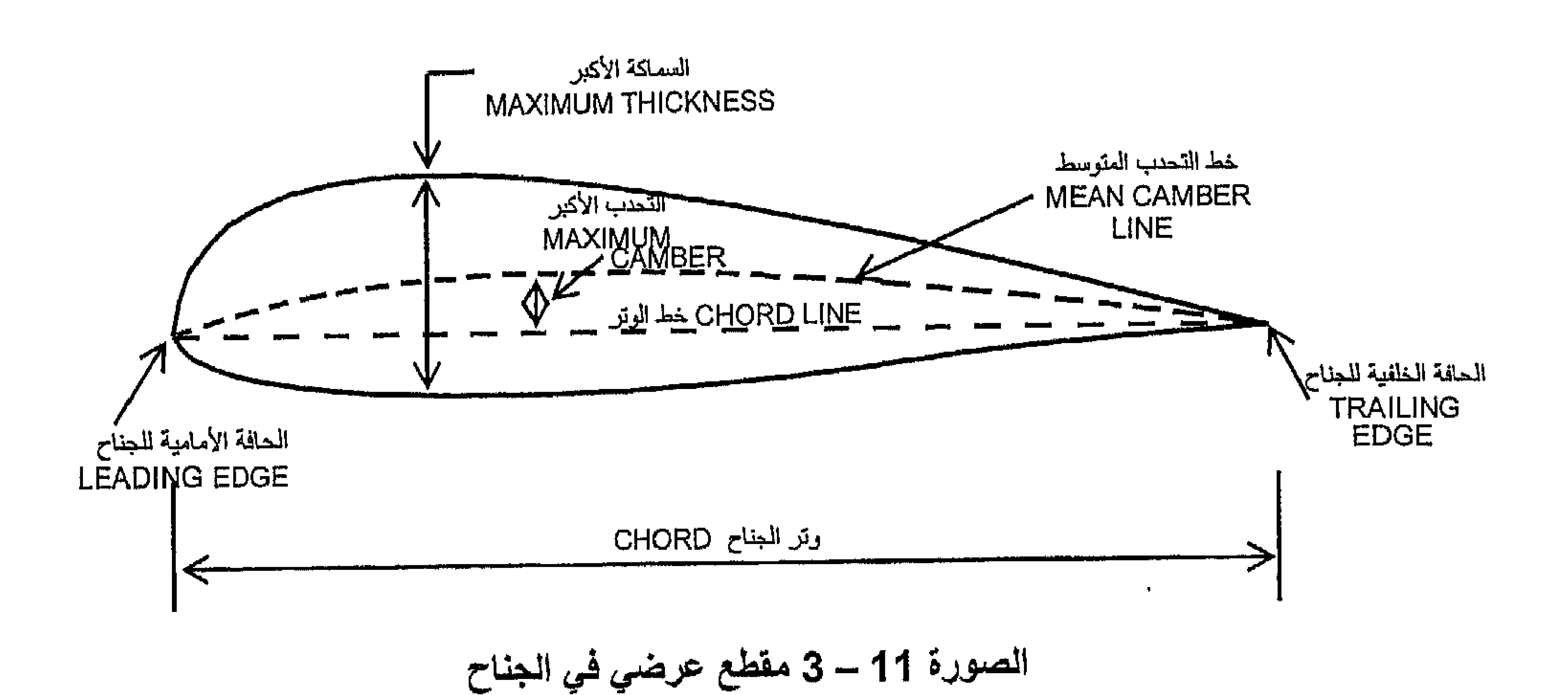
وهي الزاوية ما بين الخط العمودي على وتر قاعدة الجناح (C_r) والخط الواصل بين نقطة الـــ 25% من وتر قاعدة الجناح (C_r) ونقطة الـــ 25 % من وتر رأس الجناح (C_T).



الصورة 10 – 3 زاوية الكنـــس

مقطع عرضي في الجناح:

بالنظر الى الصورة أدناه نجد ما يلي:



الصورة 11 – 3 مقطع عرضي في الجناح

1) وتر الجناح: وتم شرحه سابقاً.

2) خط التحدب المتوسط (Mean Camber Line): وهو الخط القاطع للجناح أفقياً بحيث تكون المسافة أعلاه إلى سطح الجناح العلوي تساوي المسافة أدناه إلى سطح الجناح السفلي.

3) التحدب الأكبر (Maximum Camber): وهو أكبر مسافة ممكنة ما بين خط التحدب المتوسط ووتر الجناح، وهو من أهم المتغيرات المأخوذة بعين الاعتبار عند حساب الصفات الحركية الهوائية للجناح عند تصنيعه.

4) السماكة الأكبر(Maximum Thickness): وهي أكبر مسافة ممكنة بين سطح الجناح العلوي وسطح الجناح السفلي.

5) نسبة دقة الجناح (Fineness Ratio): وهي النسبة بين الوتر وسماكة الجناح.

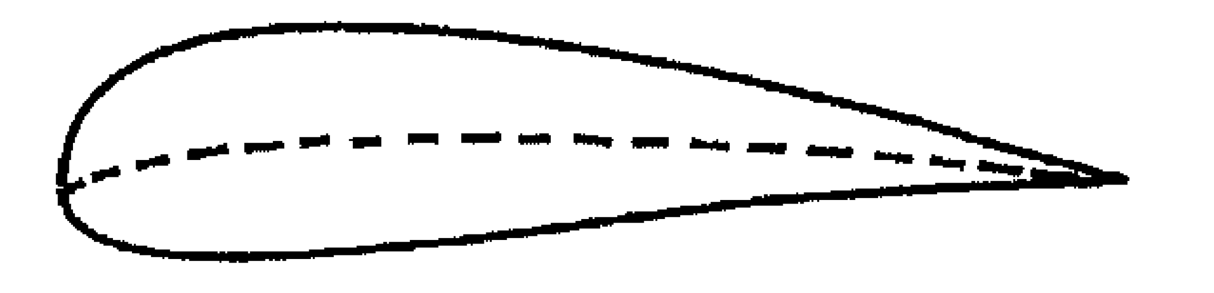
$$\text{Fineness Ratio} = \frac{\text{Chord}}{\text{Thickness}}$$

تستخدم هذه النسبة عند بناء الأجنحة لاعطاء أقل مقاومة ممكنة لتيارات الهواء المارة فوق الجناح وحوله، عادةً ما تكون هذه النسبة مساوية لـــ 3 أو 4 عند صناعة أجنحة الطائرات التي لا تصل سرعتها سرعة الصوت.

أشكال الأجنحة:

أهم هذه الأشكال هما الشكلين التاليين:

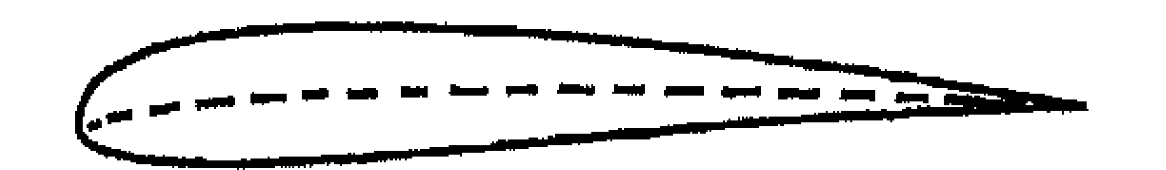
الشكل الأول: وهو الأكثر سمكاً وهذا النوع من الأجنحة ينتج قوة حمل عالية عند سرعات طيران منخفضة مقارنةً بالأجنحة الأقل سمكاً.



HIGH LIFT AT SLOW SPEEDS

الصورة 12 – 3 جناح سميك ذو قوة حمل كبير

الشكل الثاني: وهو الأقل سمكاً وعلى الرغم من أن له نفس طول الوتر للشكل الأول إلا أنه ينتج قوة رافعة أقل بكثير منه، هذا الشكل يستخدم في الطائرات ذات السرعات العالية جداً مثل الطائرات الحربية التي تفوق سرعتها سرعة الصوت.



TYPICAL HIGH SPEED AEROFOIL

الصورة 13 – 3 جناح أقل سمكا وذو قوة حمل أقل

عند النظر أيضاً إلى هذه الصور المقطعية نلاحظ أن الأجنحة منها ما هو متماثل من كلا الجهتين العلوية والسفلية (Symmetrical) ومنها ما هو غير متماثل (متخالف) من كلا الجهتين (Asymmetrical).



SYMMETRICAL

الصورة 14 – 3 جناح متماثل

ولكن الملاحظة المهمة هنا أنه في الأجنحة المتماثلة يكون خط الوتر هو نفسه خط التحدب الوسطي للجناح وبالتالي فإن التحدب الأكبر لهذا النوع من الأجنحة يساوي صفراً.

معلومة مهمة:

عادةً ما تكون الأجنحة مختلفة في السماكة والتحدب وطول الوتر وزاوية التقائها مع التيارات الهوائية انتقالاً من قاعدتها الى رأسها. إذا كانت زاوية الالتقاء مع تيارات الهواء تقل كلما اتجهنا من قاعدة الجناح الى رأسه فإن هذا ما يسمى بالشطف الهندسي أو الإزالة الهندسية لتيارات الهواء (Geometric Washout) ، أما إذا كانت السماكة تقل كلما اتجهنا من القاعدة الى الرأس فإن هذا ما يسمى بالشطف الديناميكي المعدني أو الازالة الهوائية (Aerodynamic Washout). هذه الفكرة سيتم مناقشتها بالتفصيل لاحقاً.

الفصل الرابع

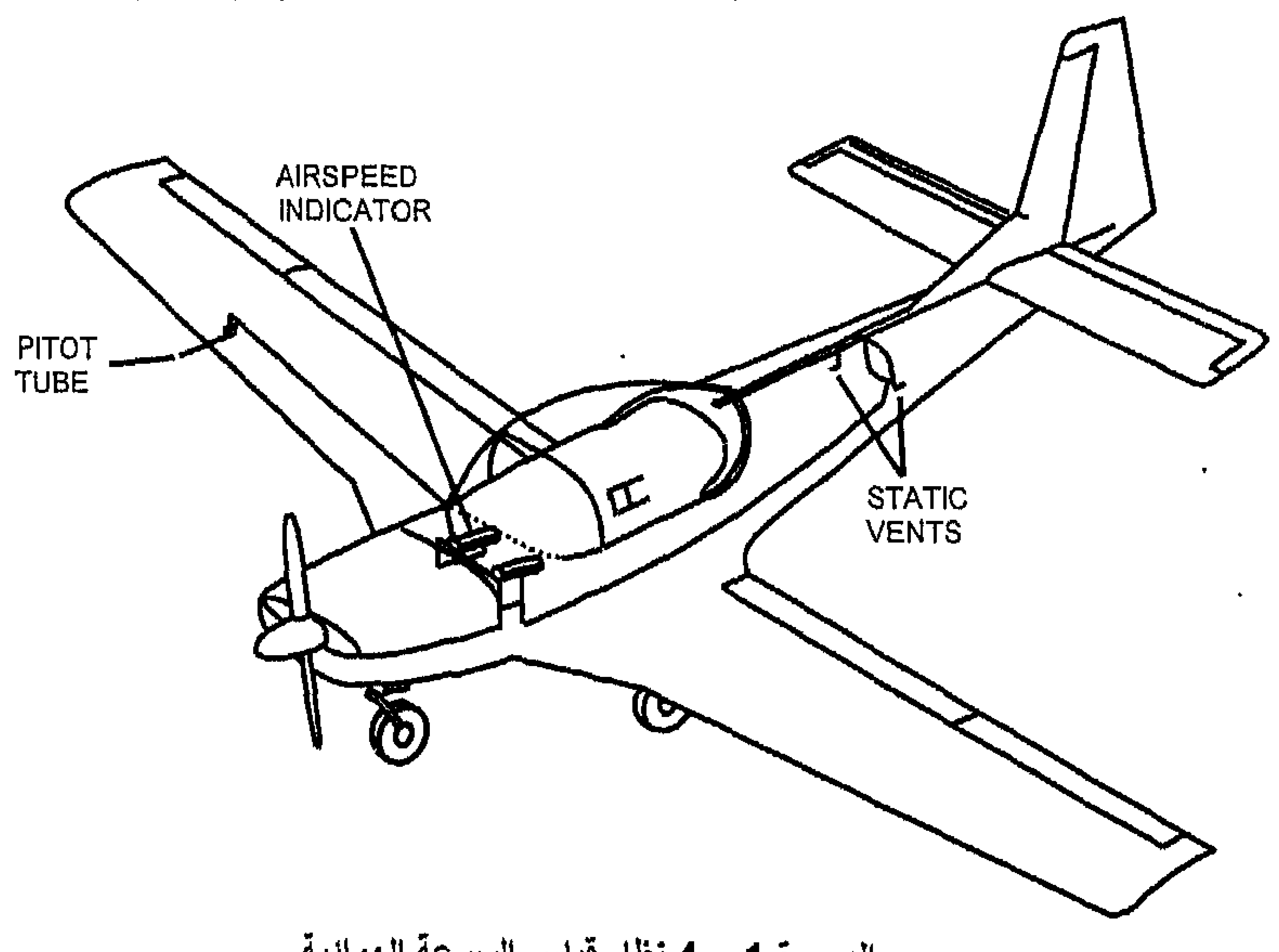
السرعات الهوائية

(Airspeeds)

السرعات الهوائية
Air Speeds

من المهم جداً لأي طيار أن يكون على دراية كافية بالسرعات الهوائية، ذلك أن سرعة الطائرة في الهواء هي من أهم المتغيرات المأخوذة في الحسبان عند الإقلاع والهبوط وعند المرور في مطبات هوائية أو حتى عند التحليق على ارتفاع ثابت.

بصورة عامة يتم قياس سرعة الطائرة في الهواء باستخدام نظام يعتمد على قياس ضغط الهواء السكوني (Static Pressure) وضغط الهواء الحركي (Dynamic Pressure) والضغط الكلي (Total Presser) ويتكون النظام من فتحتين (Vents) على جانبي جسم الطائرة لقياس ضغط الهواء السكوني (Static Pressure) وأنبوب (Pitot Tube) تحت أحد الجناحين أو في مقدمة الطائرة لقياس كلا الضغطين السكوني والحركي وباستخدام طريقة ميكانيكية معينة(سيتم شرحها في كتاب أجهزة الطيران بإذن الله) يتم إظهار سرعة الطائرة في الهواء على مؤشر سرعة الهواء(Air Speed Indicator) (ASI).



الصورة 1 – 4 نظام قياس السرعة الهوائية

هنا تجدر الإشارة أن كلا النوعين من الضغط يؤثر على الطائرة عند الطيران فعندما تندفع الطائرة في الهواء تزداد كمية جزيئات الهواء التي ترتطم بالطائرة كماً وسرعةً، وبما أن الضغط الحركي للهوء يزداد نتيجة لذلك فإن الضغط الحركي للهواء يتناسب طردياً مع سرعة الطائرة في الهواء؛ أي بشكل آخر، نستطيع حساب سرعة الطائرة في الهواء من خلال معرفة الزيادة أو النقصان في الضغط الحركي، وهذا هو المبدأ الأساسي المتبع، حيث تقوم فتحتي الضغط السكوني بحساب الضغط السكوني ويقوم (Pitot Tube) بحساب الضغط الكلي (الحركي والسكوني) وعند خصم الضغط السكوني من الضغط الكلي تكون النتيجة هي الضغط الحركي وهذا يتم ترجمته على مقياس سرعة الطائرة (ASI) (Air Speed indicator) بتحرك المؤشر زيادةً أو نقصاناً.

ملاحظة مهمة

حساب الضغط الحركي هو من أهم المتغيرات في الديناميكا الهوائية، ويتم قياسه حسب المعادلة التالية.

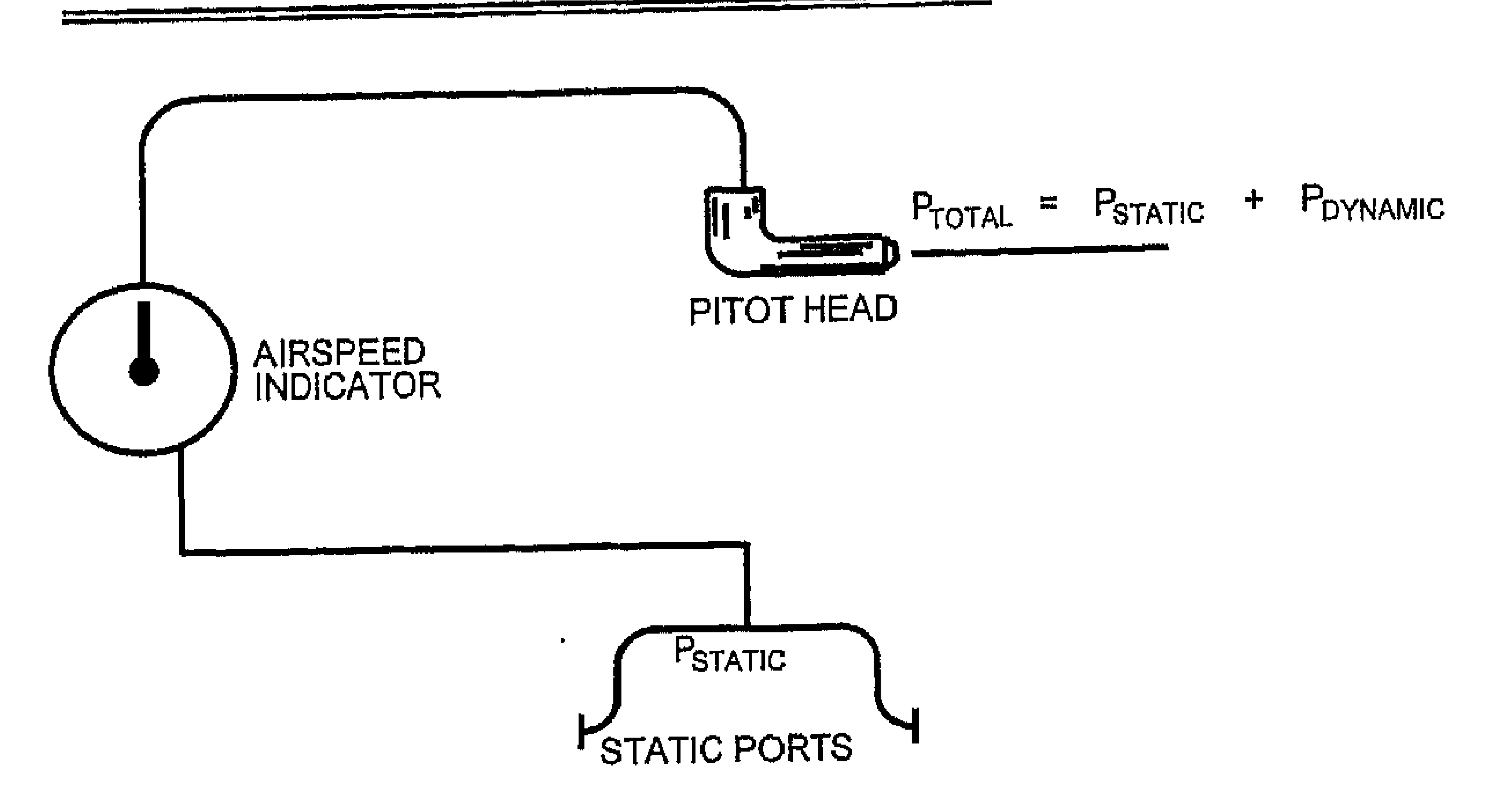
$$P_D = 1/2\ \mathcal{D}_\rho\ V^2$$

حيث:

P_D : الضغط الحركي (Dynamic Pressure)

$\mathcal{D}_\rho$: كثافة الهواء (Air Density)

V : سرعة الهواء الحقيقية (True Air Speed)



الصورة 2 – 4 توضح شكل Pitot – Static System

أنواع سرعات الرياح المعتمدة عالمياً في مجال الطيران

1. Indicated Air Speed (IAS)

وهي سرعة الرياح المقاسة مباشرة والظاهرة على مقياس سرعة الرياح في أجهزة الطائرة دون تعديل وهي سرعة الرياح التي يعتمدها الطيارون عند الإقلاع والهبوط وعبور المطبات الهوائية.

2. Calibrated Air Speed (CAS)

وهذه السرعة هي نفسها IAS ولكن مع **تعديل الخطأ الناتج من موقع فتحات قياس الضغط السكوني وأنبوب قياس الضغط الحركي.**

3. Equivalent Air Speed (EAS)

وهذه السرعة هي نفسها IAS ولكن مع **تعديل الخطأ الناتج من انضغاط جزيئات الهواء** (Air compressability) بالإضافة إلى **تعديل الخطأ الناتج من موقع فتحات قياس الضغط السكوني وأنبوب قياس الضغط الحركي.**

4. True Air Speed (TAS)

وهذه السرعة هي سرعة الهواء المقاسة **معدلة بشطب الخطأ الناتج من اختلاف كثافة الهواء بين منطقة وأخرى أوبين ارتفاع وآخر**. في العادة عند مستوى سطح البحر(ارتفاع صفر قدم) يكون IAS = TAS وكلما ارتفعنا كلما زاد الفرق بين القراءتين لصالح TAS . الصورة 3 – 4 تبين أنه عندما تكون IAS = 100 (على سبيل المثال) وارتفعت الطائرة للأعلى فإن TAS تزداد مع ثبات IAS.

ولكن ما السبب من اختلاف TAS كلما تغيرت الكثافة ؟؟

بالعودة الى طريقة قياس الضغط الحركي للهواء فإن

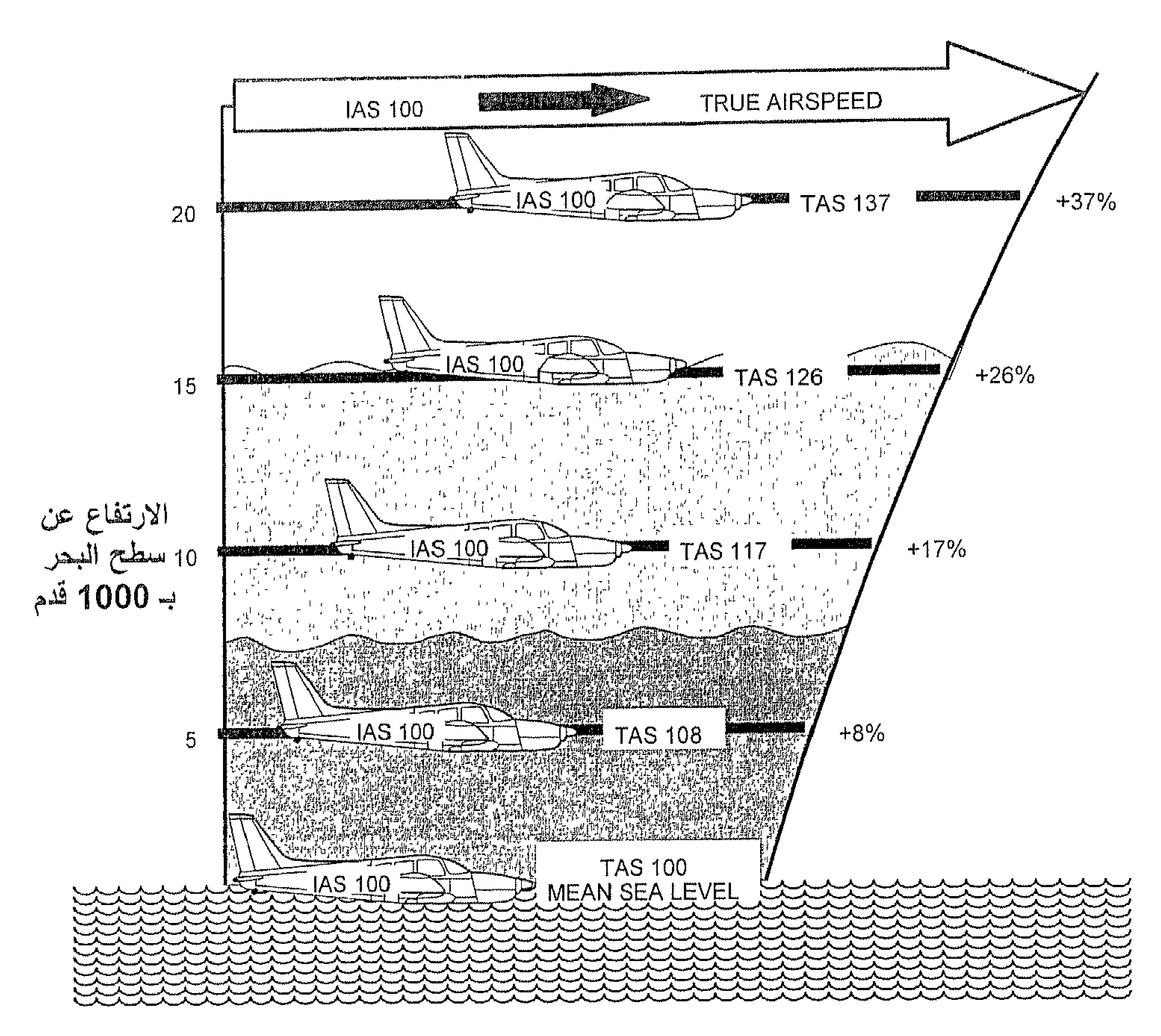
$$P_D = 1/2\ \mathcal{D}\rho\ V^2 \qquad \text{حيث} \quad TAS = V$$

وبما أن IAS هي نتيجة لحساب الضغط الحركي P_D كما أسلفنا سابقاً فإنه عند ثبات IAS والارتفاع عن سطح البحر فإن كثافة الهواء ستقل وبالتالي لا بد لـــ TASأن تزيد لكي تبقى قراءة P_D ثابتة وعند الهبوط الى ارتفاعات أقل فإن كثافة الهواء تزيد وبالتالي لا بد لـــ TAS أن تقل لكي يبقى P_D ثابتاً

$$P_D = ½ \downarrow\mathcal{D}\rho\ \uparrow V^2$$

ملاحظة مهمة

يتم اعتماد سرعة TAS في الملاحة الجوية لمعرفة السرعة الأرضية والزمن اللازم للوصول الى نقطة معينة، هذا ما سنقوم بشرحه بالتفصيل في كتاب الملاحة الجوية بإذن الله.



الصورة 3 – 4 تأثير زيادة الارتفاع على **TAS**

فـــــكـــــــــرة

في الأردن عند الطيران فوق البحر الميت فإن قراءة TAS بالنسبة لـ IAS تكون بالعكس ومغايرة للوضع الطبيعي، أي كلما ارتفعنا كلما قلت TAS عند ثبات IAS وذلك لأن البحر الميت هو أخفض من سطح البحر بـ 400 متر أي ما يقارب 1310 قدم تحت سطح البحر وبالتالي تبقى الظروف مقلوبة حتى الوصول الى ارتفاع سطح البحر ومن ثم يعود الوضع الى صورته الطبيعية.

السرعات المرجعية المعتمدة (Reference Speeds)

تم وضع هذه السرعات من قبل صانعي الطائرات آخذين بعين الاعتبار القدرات البنيوية لكل طائرة، وهذه السرعات تختلف من طائرة الى أخرى نذكر منها:

(Never Exceed) : V_{NE} (1

لا تتجاوز هذه السرعة أبداً، أي زيادة على هذه السرعة سيؤدي الى تخلخلات واضطرابات بنيوية قد تؤدي الى سقوط الطائرة.

(Normal Operating) : V_{NO} (2

وهي السرعة الطبيعية التي تطير بها الطائرة دون احداث أي خلل فني في أجزائها (على اعتبار الطيران في ظروف طبيعية من غير مطبات هوائية).

(Maneuvering Speed) : V_A (3

أعلى سرعة مسموحة للطائرة للقيام بمناورات الطيران مثل الإلتفاف (Turning) وعمل السقوط اللولبي(Spinning) وغيرها.

(Stall Speed) : V_S (4

وهي السرعة التي تصبح عندها قوى الحمل غير كافية لرفع الطائرة وإبقائها في الجو وبالتالي تؤدي الى السقوط.

(Flaps Extended Speed) : V_{FE} (5

وهي أعلى سرعة ممكنة للطيران عند استخدام جنيحات الرفع الخلفية.

(Landing Gears Extension) : V_{LE} (6

وهي أعلى سرعة مسموحة لإنزال عجلات الهبوط.

7) V_1 : وهي السرعة التي يجب على الطيار عندها اتخاذ قراره بالإقلاع أو عدمه في حال حدوث خلل في أحد محركات الطائرة (وهذا للطائرات الكبيرة)

8) V_X: وهي السرعة اللازمة للإرتفاع بأفضل زاوية صعود (Angle of Climb) وسيتم شرحها لاحقاً

9) V_Y : وهي السرعة اللازمة للإرتفاع بأفضل معدل صعود (قدم / ث) وسيتم شرحها لاحقاً

هناك عدة سرعات مرجعية أخرى لم نذكرها وسيتم ذكرها تفصيلياً لاحقاً.

الفصل الخامس

قوة الحمل

Lift

قوة الحمل Lift

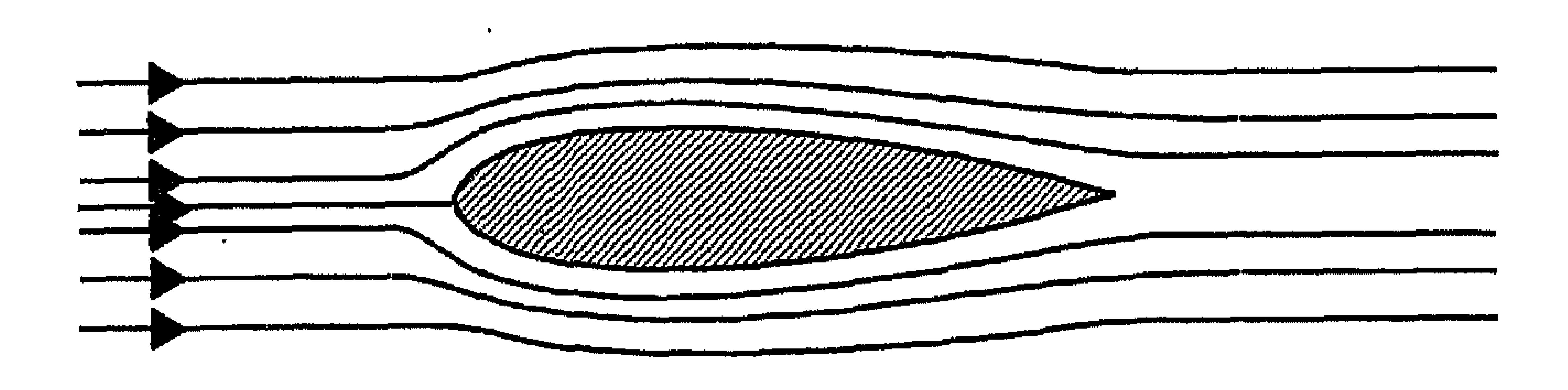
سنتحدث في هذا الفصل عن أهم تطبيقات الحركة الهوائية أو الديناميكا الهوائية، سبحان الله فإن هذا الهواء قادر على رفع طائرة قد يصل وزنها إلى 500 طن. كيف يتم ذلك؟ وما هي أهم مكونات الطائرة التى تؤثر فيها حركة الهواء وتجعله قادراً على رفعها؟ هذا ما سنعرفه في هذا الفصل بإذن الله.

حركة تدفق الهواء (Airflow)

عندما تتحرك الطائرة مندفعة فإن جزيئات الهواء تتدفق حول جسمها وأجنحتها هذا التدفق له عدة أشكال، لكل واحد منها صفاته ونتائجه، المهم لدينا دائماً هو تيارات الهواء المتدفقة بالنسبة للجناح، ما سرعتها وما هي الزاوية التي تؤثر من خلالها عليه؟ يكون تدفق الهواء على شكلين أساسيين هما:

تدفق الهواء بتيارات منتظمة (Streamline Airflow)

يظهر هذا التدفق عندما تتتابع جزيئات الهواء بصورة منتظمة وثابتة حول جسم معين كما في الشكل التالي:



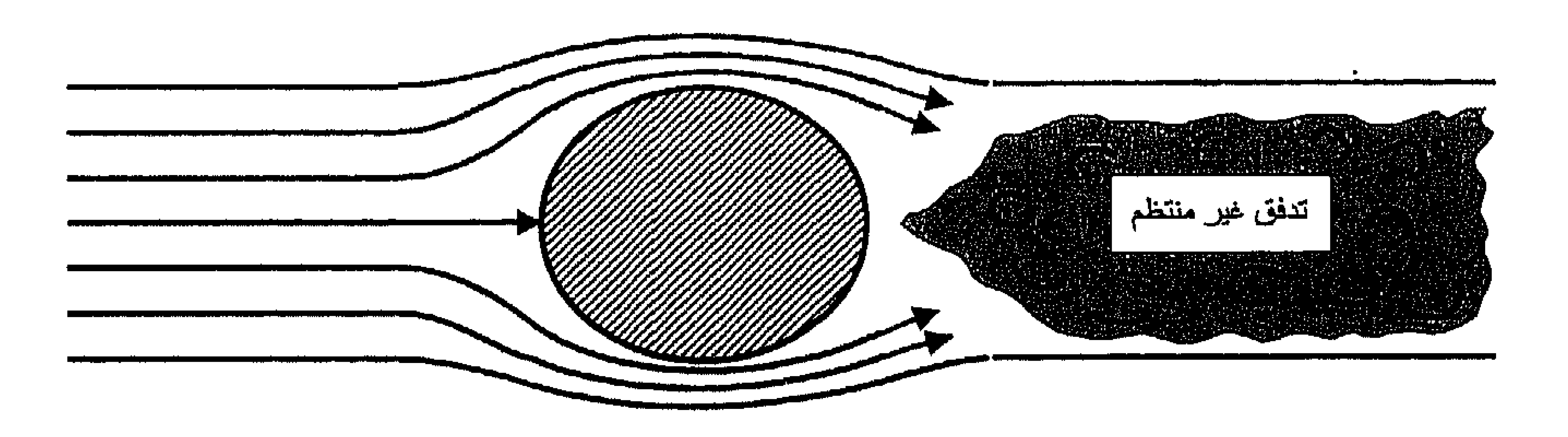
الشكل 1 – 5 تيارات الهواء المنتظمة

هنا وعند أي نقطة فإن جزيئات الهواء المتتابعة ستمر بنفس الظروف، السرعة، الضغط، والاتجاه (عند نقطة معينة) مع العلم أن هذه المتغيرات قد تتباين بين نقطةٍ وأخرى.

إن تمثيل التيارات الهوائية يكون إما بخطوط متقاربة من بعضها وهذا يدل على زيادة في سرعة التيار الهوائي أو بخطوط متباعدة وهذا يدل على نقصان في سرعة التيار الهوائي وعندما تمر التيارات الهوائية فوق أسطح ملساء ناعمة وبسلاسة فإن التيار الهوائي يسمى *(Laminar Airflow) وهذا هو المفضل للطائرة في جميع مراحل الطيران*. من الممكن طبعاً أن يكون هناك مسبباً لتغيير اتجاه التيارات الهوائية بحيث تلتقي مع بعضها محدثةً تيارات مضطربة غير مرغوب فيها عند الطيران.

تدفق الهواء بتيارات مضطربة غير منتظمة(Turbulent Airflow)

ويحدث هذا النوع عندما لا تتتابع جزيئات الهواء وراء بعضها بصورة منتظمة وإنما تغير اتجاهها باستمرار كما في الشكل التالي



الشكل 2 – 5 التيارات الهوائية المضطربة

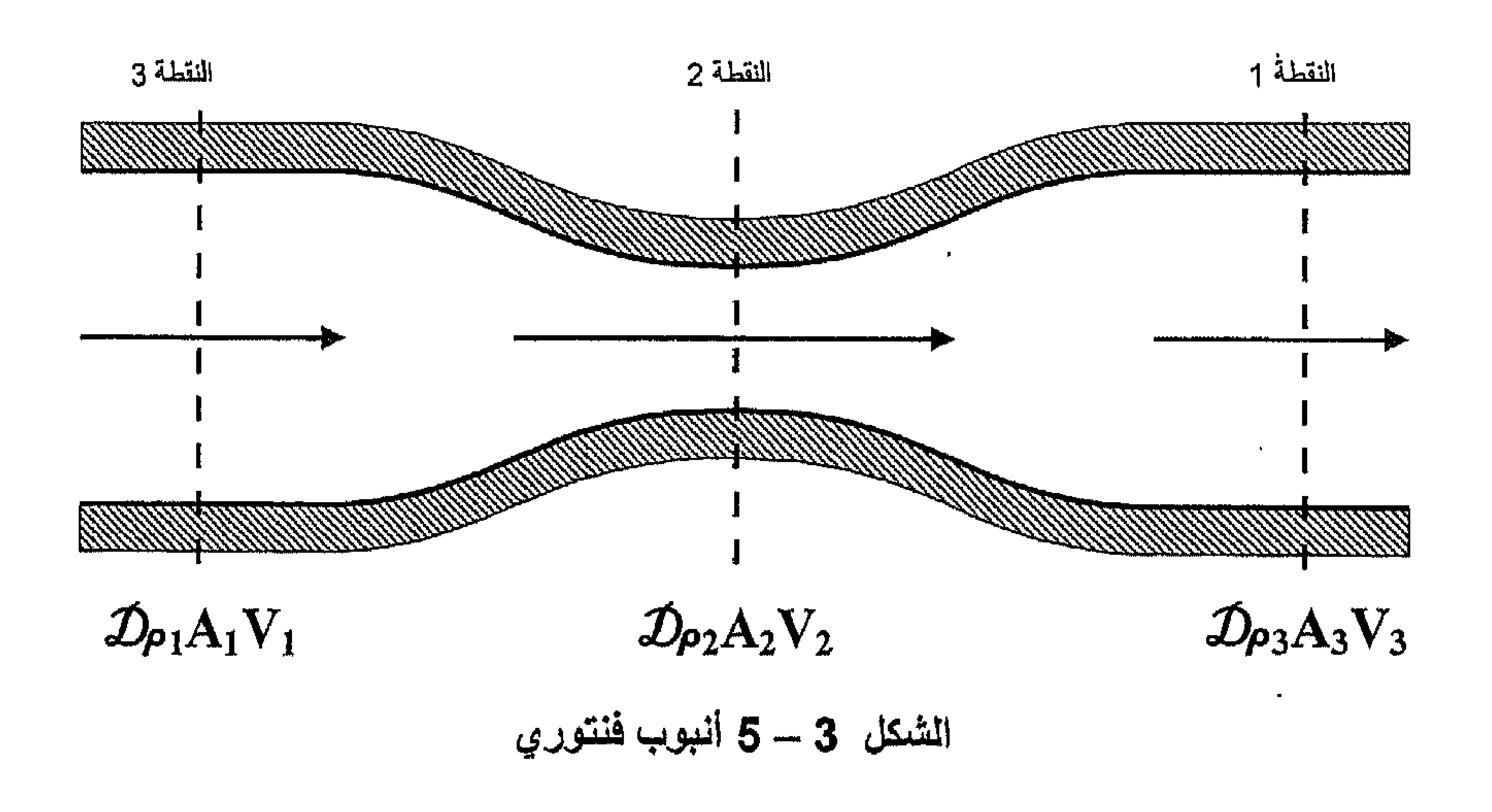
تعرف التيارات المضطربة بالتيارات غير الثابتة أيضاً، وهذا النوع من التيارات غير مفضل أبداً عند الطيران لأنه يؤدي إلى فقدان الطاقة وخلل في الطيران وزيادة في استهلاك الوقود.

تدفق الهواء الحر (Free Stream Airflow)

وهو التدفق البعيد جداً عن الطائرة والذي لا يؤثر فيها بأي شكل من الأشكال ولكن تتم دراسته ليتم تفادي المرور به أو العكس حسب ما تطلبه الظروف.

قانون التدفق المتتابع (Equation of Continuity):

هذا القانون *ينطبق فقط عى التدفق المنتظم للهواء*، وينص على أنه **عندما يتدفق الهواء خلال أنبوب معين فإن كتلته يجب أن تبقى ثابتة**، وبما أن المادة لا تفنى ولا تستحدث من العدم فإنه عندما يتدفق الهواء في أنبوب (أنبوب فنتوري) فإن كتلة الهواء الداخل وعدد جزيئاته يجب أن تتساوى مع كتلة الهواء الخارج وعدد جزيئاته (الشكل التالي)



الشكل 3 – 5 أنبوب فنتوري

بالعلم أن

كتلة الهواء = الكثافة × المساحة × السرعة

$$V \times A \times \mathcal{D}\rho$$

حيث $\mathcal{D}\rho$ = كثافة الهواء Kg/m^3

A = مساحة الانبوب m^2

V = سرعة الهواء في الانبوب m/s

فإن كتلة الهواء عند النقطة 1 = كتلة الهواء عند النقطة 2 = كتلة الهواء عند النقطة 3

$$\mathcal{D}\rho_3 A_3 V_3 = \mathcal{D}\rho_2 A_2 V_2 = \mathcal{D}\rho_1 A_1 V_1$$

وهذا هو بصورة عامة قانون التدفق العام.

الآن وبما أن كثافة الهواء تعتبر متساوية عند سرعات أقل من سرعة 0.4 من سرعة الصوت فإننا يمكن أن نلغي عنصر الكثافة من المعادلة لتصبح:

$$A_3 V_3 = A_2 V_2 = A_1 V_1$$

عند المرور بالنقطة 2 تصغر المساحة، وبالتالي للتعويض عن هذا النقصان يجب أن تزداد السرعة ليبقى أطراف المعادلة متساوون.

إذن تتناسب سرعة تدفق الهواء تناسباً عكسياً مع المساحة التي يمر منها الهواء، وبالتالي فإن $V_1 < V_2$

$V_3 < V_2$.

نظرية برنولي

تقوم نظرية برنولي على أساس قانون حفظ الطاقة. تنص هذه النظرية على أنه عندما يتدفق الهواء داخل أنبوب بمعدل ثابت فإن الطاقة الكلية له تبقى ثابتة. ذلك أن *الطاقة لا تفنى ولا تستحدث من العدم*. أيضاً عند أي نقطة في الانبوب تكون الطاقة الكلية (Total Energy) مساوية لما يلي:

طاقة الوضع (Potential Energy): وهي الطاقة الكامنة في جسم ثابت وتكون نتيجة لمكانه أو ارتفاعه عن الارض.

الطاقة الحركية (Kinetic Energy): وهي الطاقة الناتجة عن حركة جزيئات الهواء.

طاقة الضغط (Pressure Energy): وهي الطاقة الناتجة عن ضغط الهواء السكوني..

من المهم هنا عند أخذ التدفق الهوائي حول الطائرة بعين الاعتبار أن نعلم أن *طاقة الوضع لديه تكون لا تذكر* وبالتالي فإن الطاقة الكلية ممكن أن يعبر عنها بالمعادلة التالية:

الطاقة الكلية = طاقة الضغط + الطاقة الحركية.

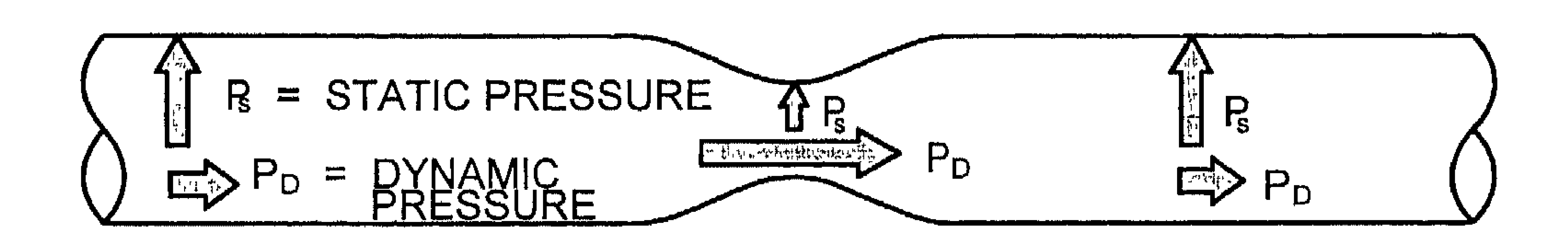
هنا يجدر القول أننا نستطيع تحويل نظرية برنولي وقانون حفظ الطاقة باستخدام الضغط الكلي والسكوني والحركي. وفي علم الحرائك الهوائية (الديناميكا الهوائية)، من المفضل دوماً معرفة اختلاف الضغط للهواء سكونياً كان أم حركياً، وبالتالي عند تطبيق قانون التدفق المتتابع ونظرية برنولي باستخدام متغيرات الضغط الحركي والسكوني نتوصل الى أهم نتائج علم الحرائك الهوائية وهو:

الضغط الكلي = الضغط الحركي + الضغط السكوني

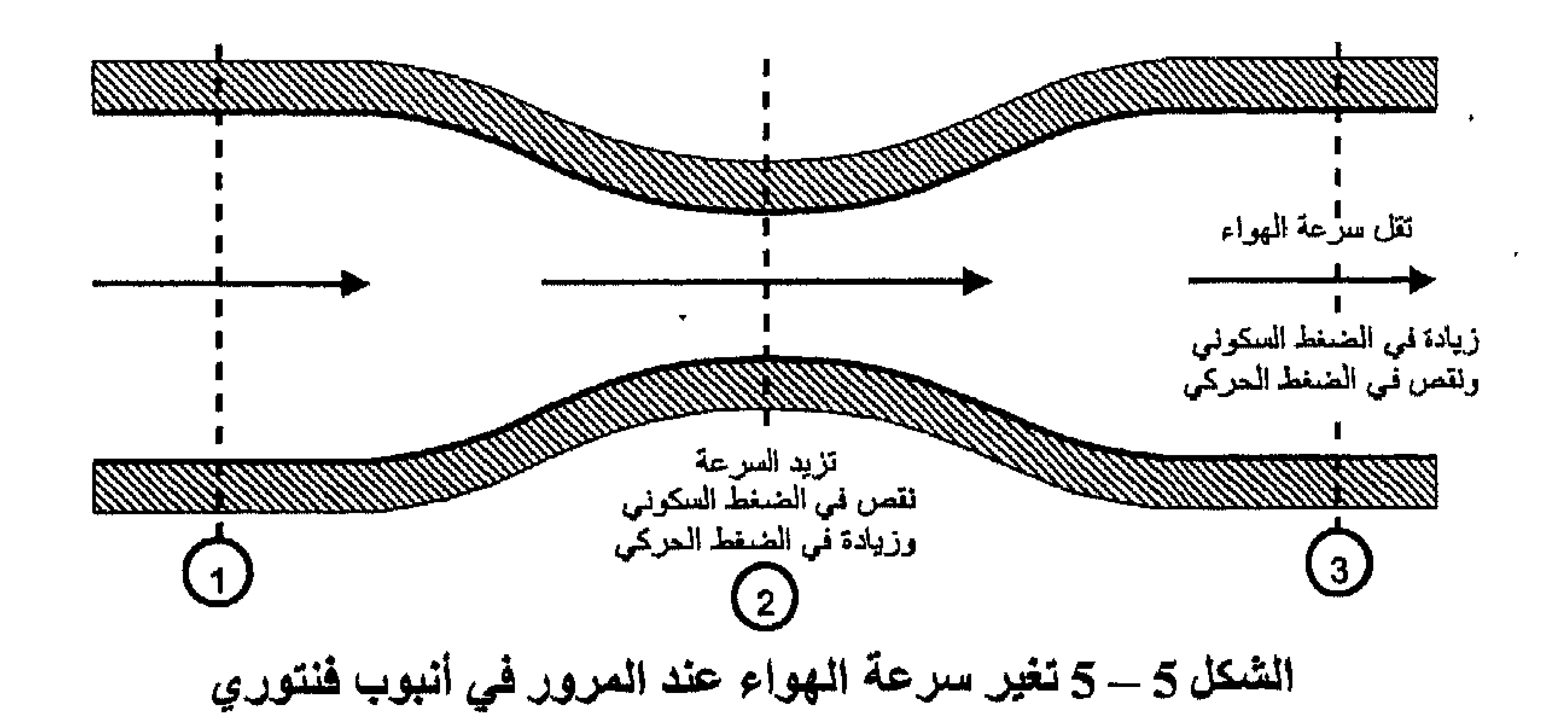
Static Pressure + Dynamic Pressure = Total Pressure

$$P_S + P_D = P_T$$

وحدة القياس هنا هي الباسكال كما أسلفنا سابقاً. الآن؛ **لتطبيق مبدأ حفظ الطاقة بأن الضغط الكلي للهواء يجب أن يبقى متساوياً دائماً خلال جميع النقاط في انبوب فنتوري، وبما أن تطبيق قانون برنولي يعني أن أي زيادة في سرعة جزيئات الهواء داخل الأنبوب يقابله زيادة في الضغط الحركي ونقصان في الضغط السكوني والعكس صحيح. إذاً عند نقطة العنق في أنبوب فنتوري ستزداد سرعة الهواء ويزداد معها الضغط الحركي ويقل الضغط السكوني.**

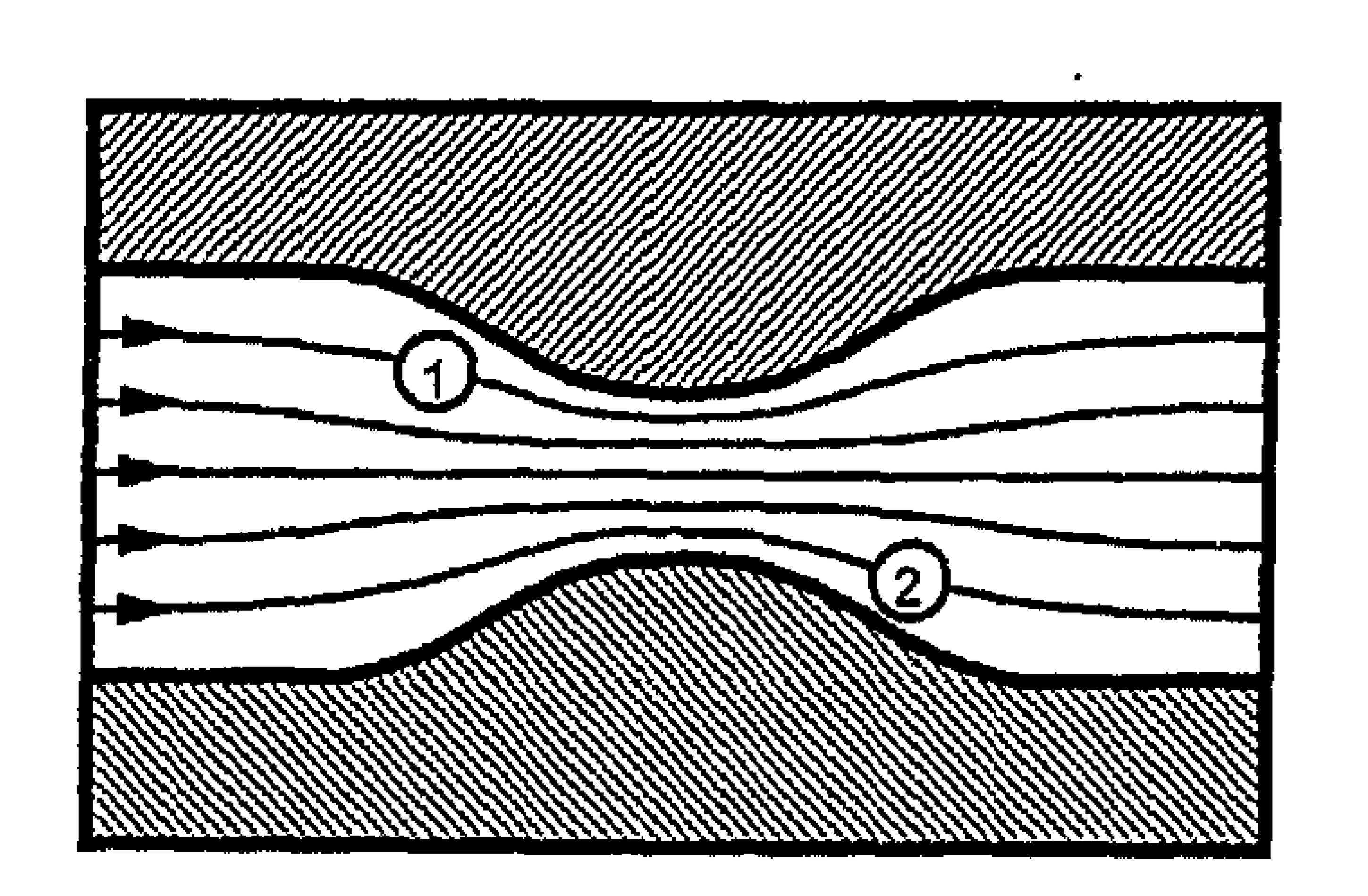


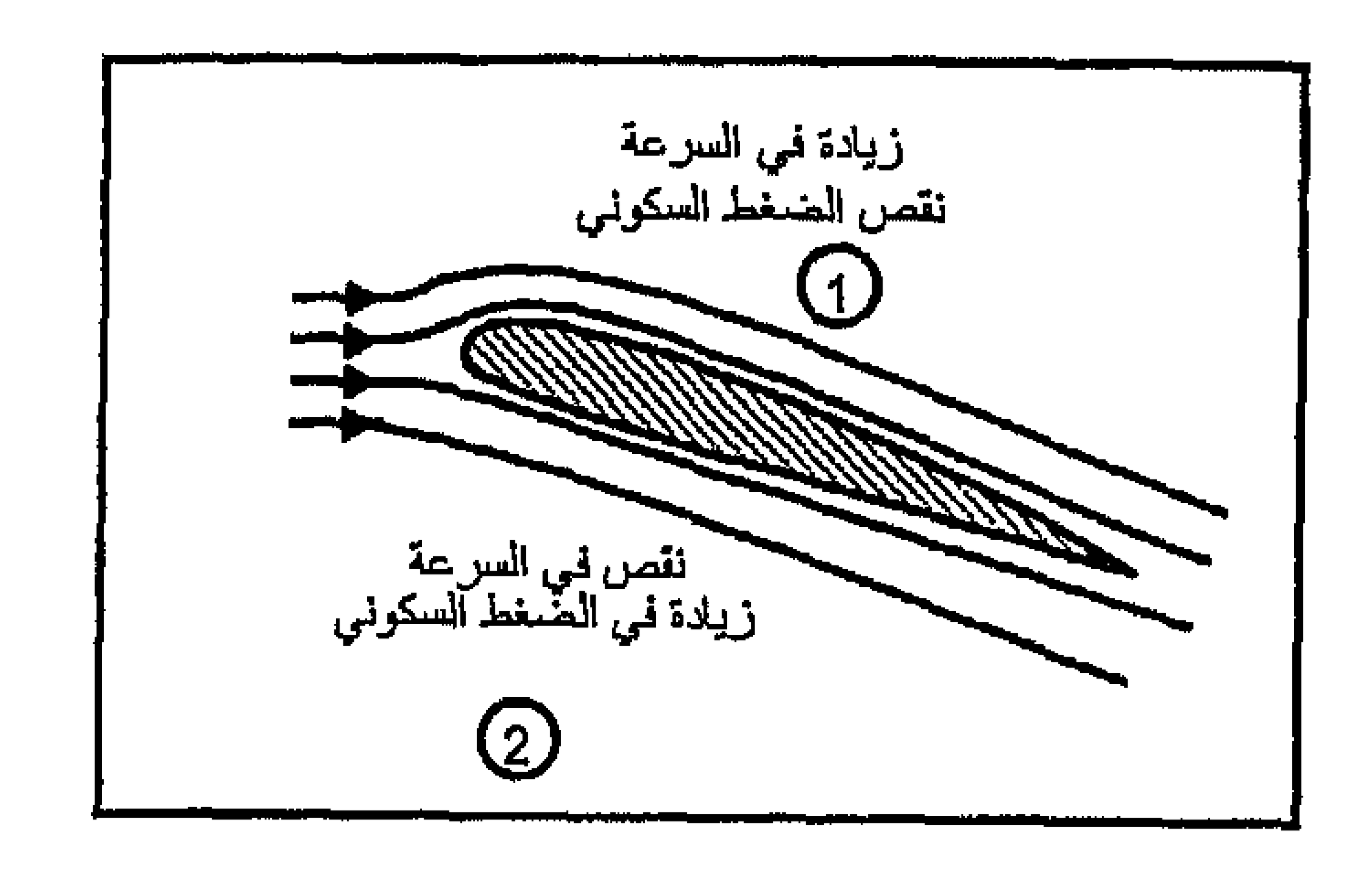
الشكل 4 – 5 تغير الضغط عند مرور الهواء في أنبوب فنتوري



الشكل 5 – 5 تغير سرعة الهواء عند المرور في أنبوب فنتوري

من جهة أخرى إذا زادت المساحة العرضية لأنبوب فنتوري فإن هذا سيؤدي الى نقصان في سرعة الهواء وبالتالي نقصان في الضغط الحركي وزيادة في الضغط السكوني. لنلق نظرة الآن على أنبوب فنتوري ولنركز أكثر على الشكل الناتج من الجزء السفلي منه.



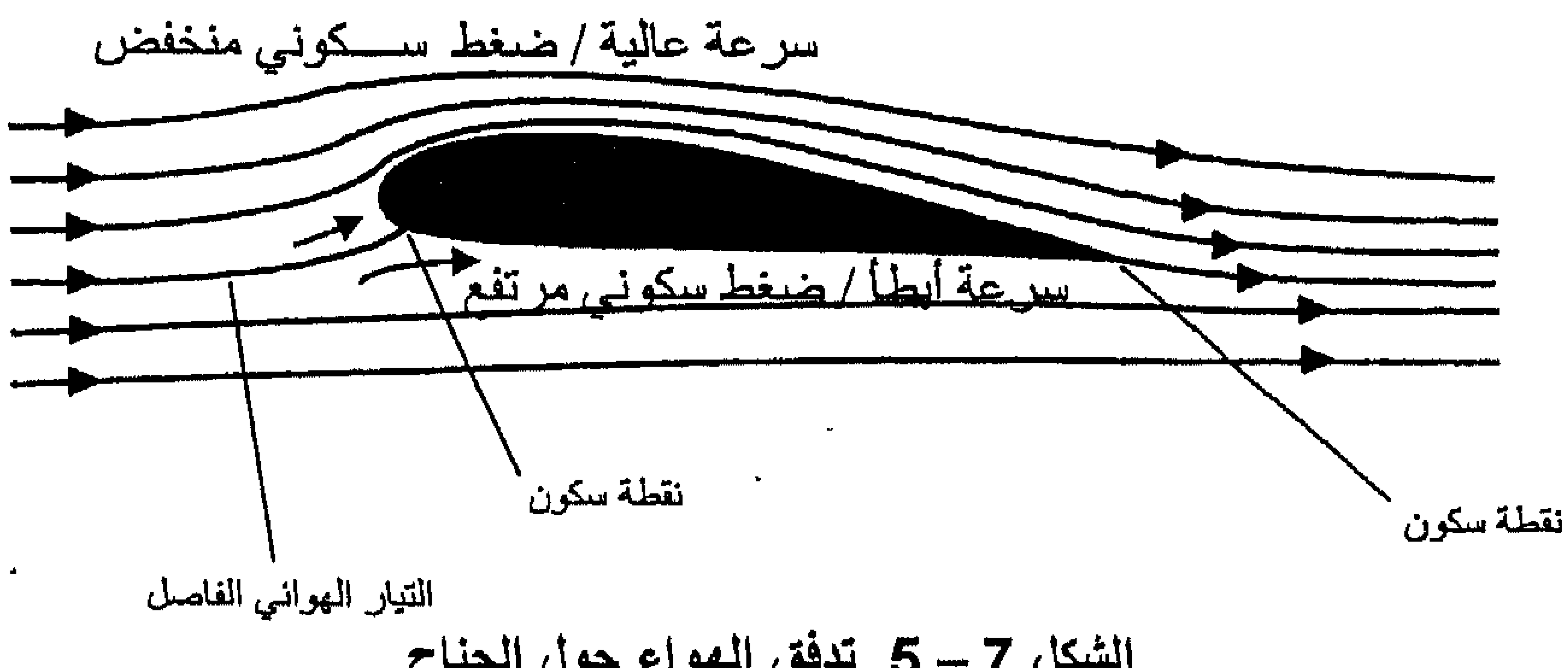


الشكل 6 – 5 مقارنة بين أنبوب فنتوري وجناح الطائرة

الملاحظ أن هناك تشابهاً بين جناح الطائرة وأنبوب فنتوري وهذا هو الأساس في علم الطيران حيث يقل الضغط السكوني فوق الجناح ويزداد بصورة كبيرة تحته محدثاً فرقاً كبيراً في الضغط، هذا الفرق يؤدي إلى إنتاج قوة تدفع الطائرة إلى الأعلى وتسمى قوة الحمل (Lift).

تدفق الهواء حول جناح الطائرة (نظرة بعمق):

عندما تقترب التيارات الهوائية من الجناح فإن تياراً هوائياً فاصلاً يتكون ليفصل التيارات الهوائية الصاعدة فوق الجناح عن التيارات الهوائية النازلة تحته.

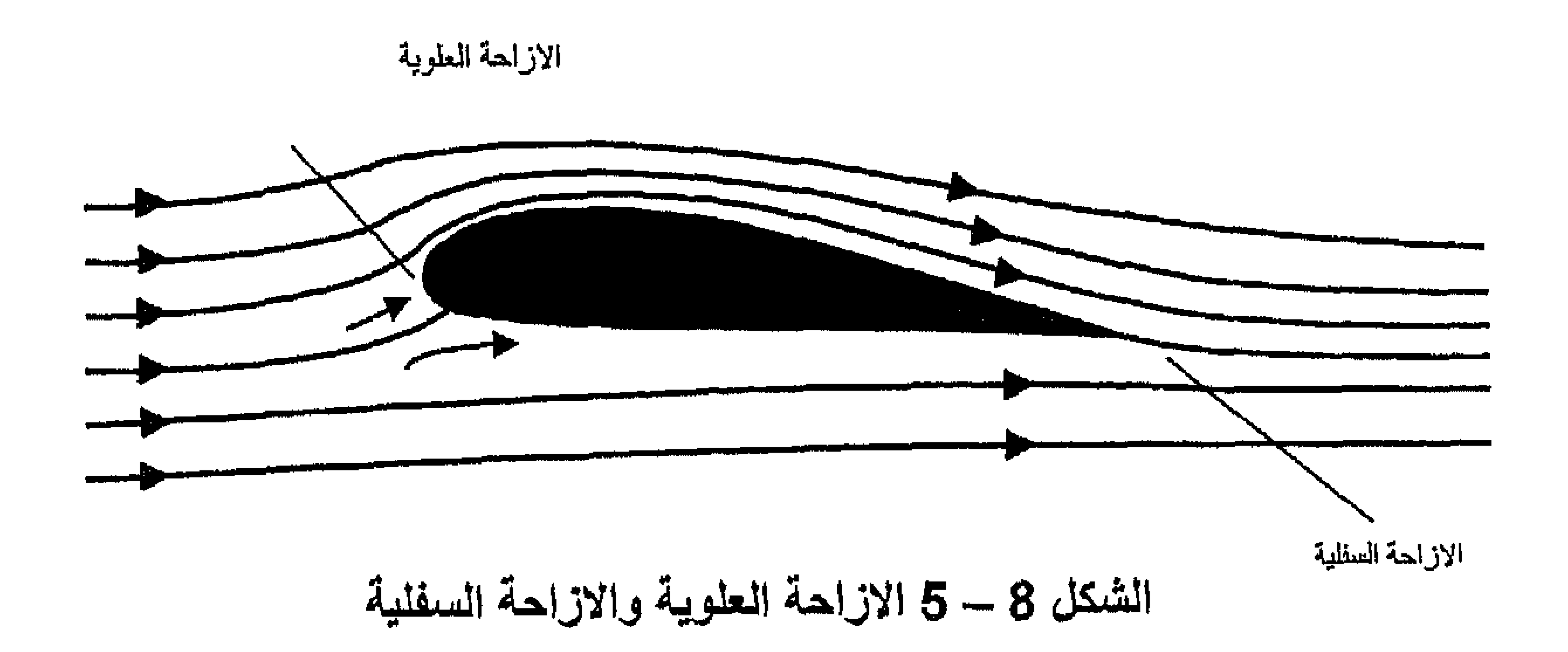


الشكل 7 – 5 تدفق الهواء حول الجناح

وعند وقت الاصطدام بمقدمة الجناح من الأسفل (على اعتبار وجود زاوية هجوم (سنقوم بتفصيله لاحقاً)) فإن التيار الفاصل تخف سرعته ولحظياً يصل إلى السكون مكوناً ما يسمى نقطة السكون (Stagnation Point). كما أن هناك نقطة سكون أخرى في مؤخرة الجناح عند نقطة الالتقاء بين التيار القادم من أعلى الجناح مع التيار من أسفل الجناح.

وبما أن السرعة عند نقاط السكون تكون صفراً فإن الضغط السكوني عندها يكون في أعلى حالاته والتي تساوي الضغط الكلي حيث أن الضغط الحركي عند نقطة السكون يساوي صفراً.

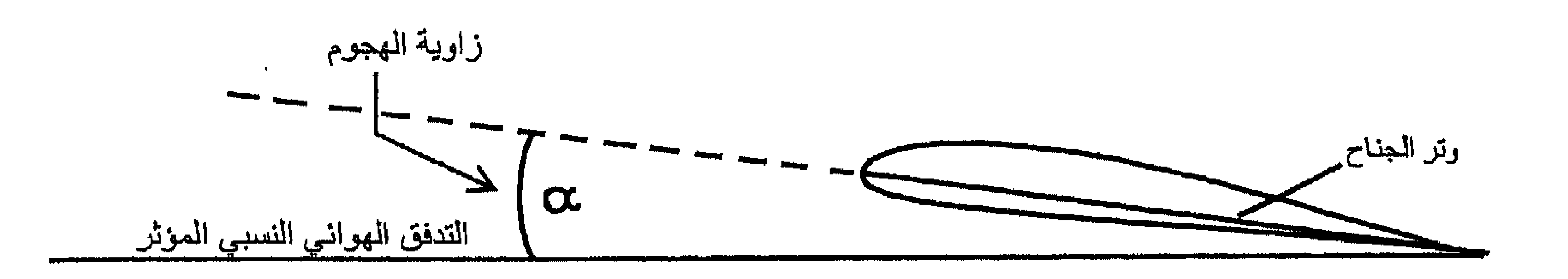
تتكون التيارات الصاعدة علوياً بسبب الإزاحة العلوية (Up Wash) والتي تتكون بسبب اختلاف الضغط بين نقطة السكون وأعلى الجناح أما تلك الخارجة بعد مؤخرة الجناح فإنها تكون ما يسمى بالإزاحة السفلية (Down wash) وذلك بسبب أن التيارات الهوائية القادمة من أعلى الجناح تكون أسرع وذات ضغط حركي أعلى من تلك القادمة من أسفل الجناح عند نقطة السكون.



الشكل 8 – 5 الازاحة العلوية والازاحة السفلية

زاوية الهجوم (Angle of Attack)

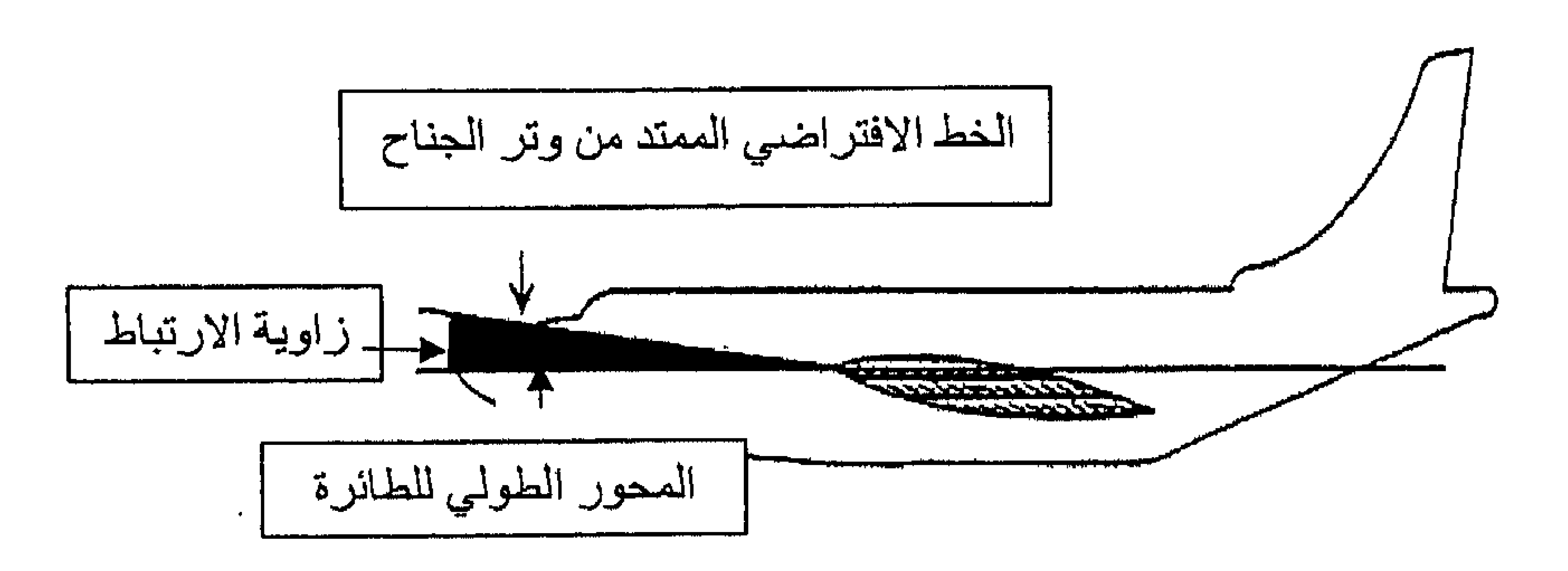
زاوية الهجوم هي الزاوية بين التدفق الهوائي النسبي المؤثر ووتر الجناح. **التدفق الهوائي النسبي المؤثر(Effective Relative Airflow) هو محصلة جميع التيارات الهوائية التي تؤثر على الجناح،** الشكل (9 – 5). التغير في قيمة زاوية الهجوم يؤثر على الفرق في الضغط وسرعة التيار الهوائي أعلى وأسفل الجناح وهذا بالتالي يؤثر على قوة الحمل الناتجة.



الشكل 9 – 5 زاوية الهجوم

زاوية الارتباط (Angle of Incidence):

هي الزاوية التي تم بها تركيب الجناح بجسم الطائرة بالنسبة للمحور الطولي للطائرة انظر الشكل.



الشكل 10 – 5 زاوية الارتباط

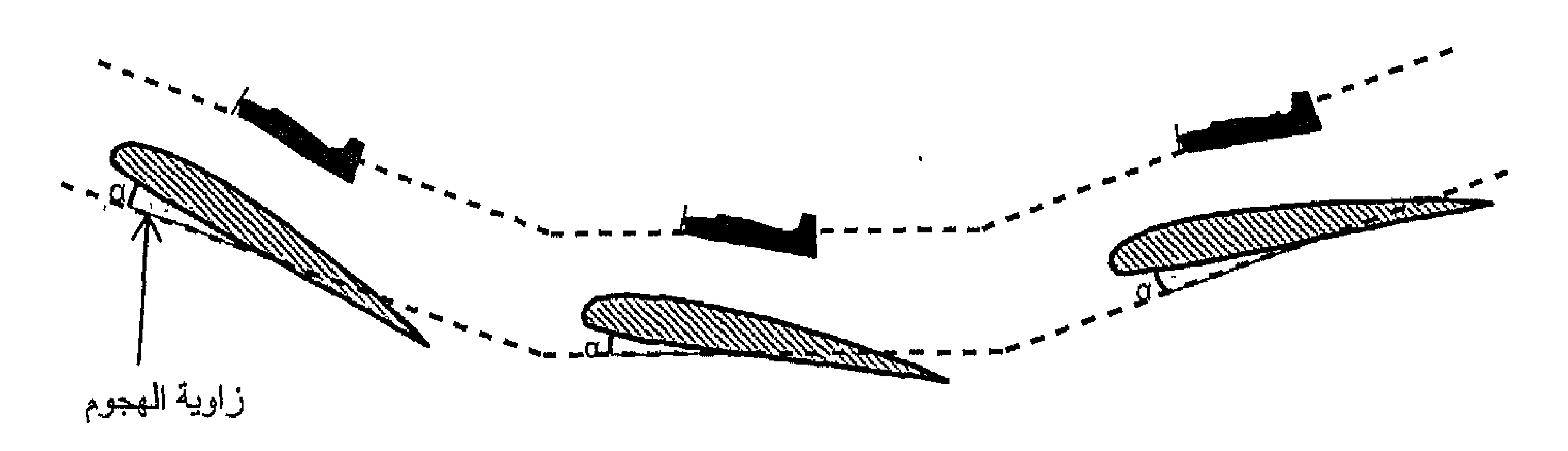
ملاحظة مهمة جداً

زاوية الارتباط دائماً ثابتة لا تتغير بينما زاوية الهجوم تتغير دائماً خلال الطيران.

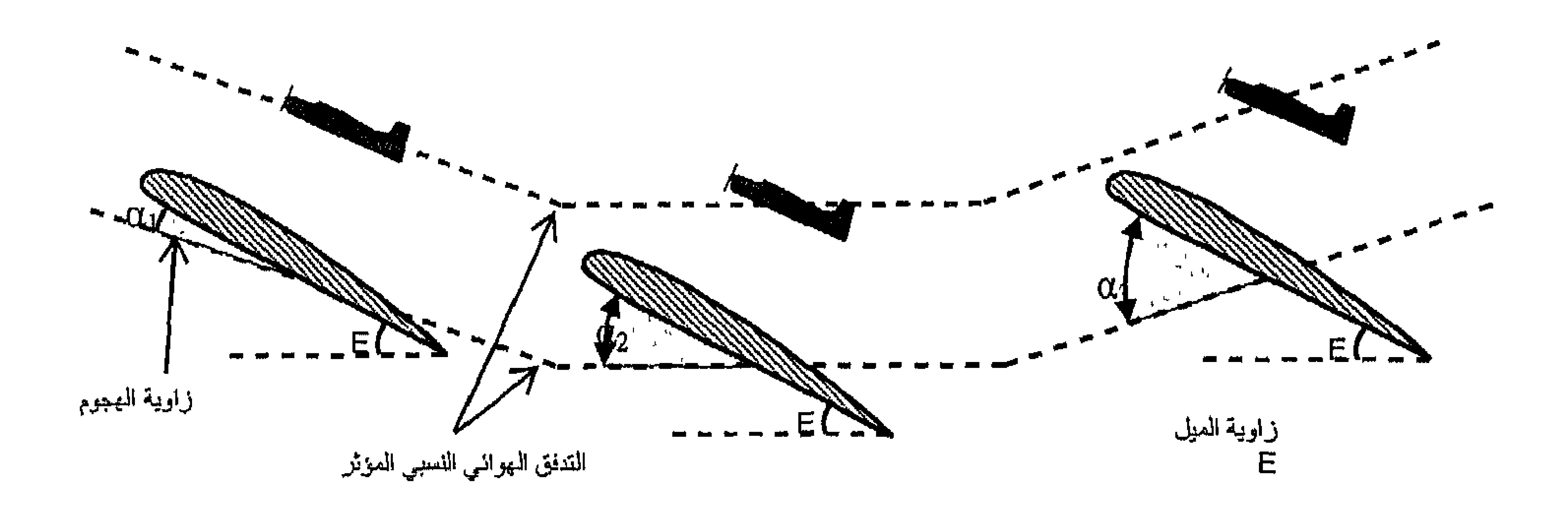
زاوية الميل (Pitch Angle):

وهي الزاوية مابين محور الطائرة الطولي (Longitudinal Axis) وخط الأفق (Horizon).

عند النظر الى الصورة التالية نلاحظ أنه خلال مراحل الطيران المختلفة من الممكن أن تختلف زاوية الميل عند تثبيت زاوية الهجوم والعكس صحيح حيث يمكن أن نثبت زاوية الميل مع تغيير زاوية الهجوم.



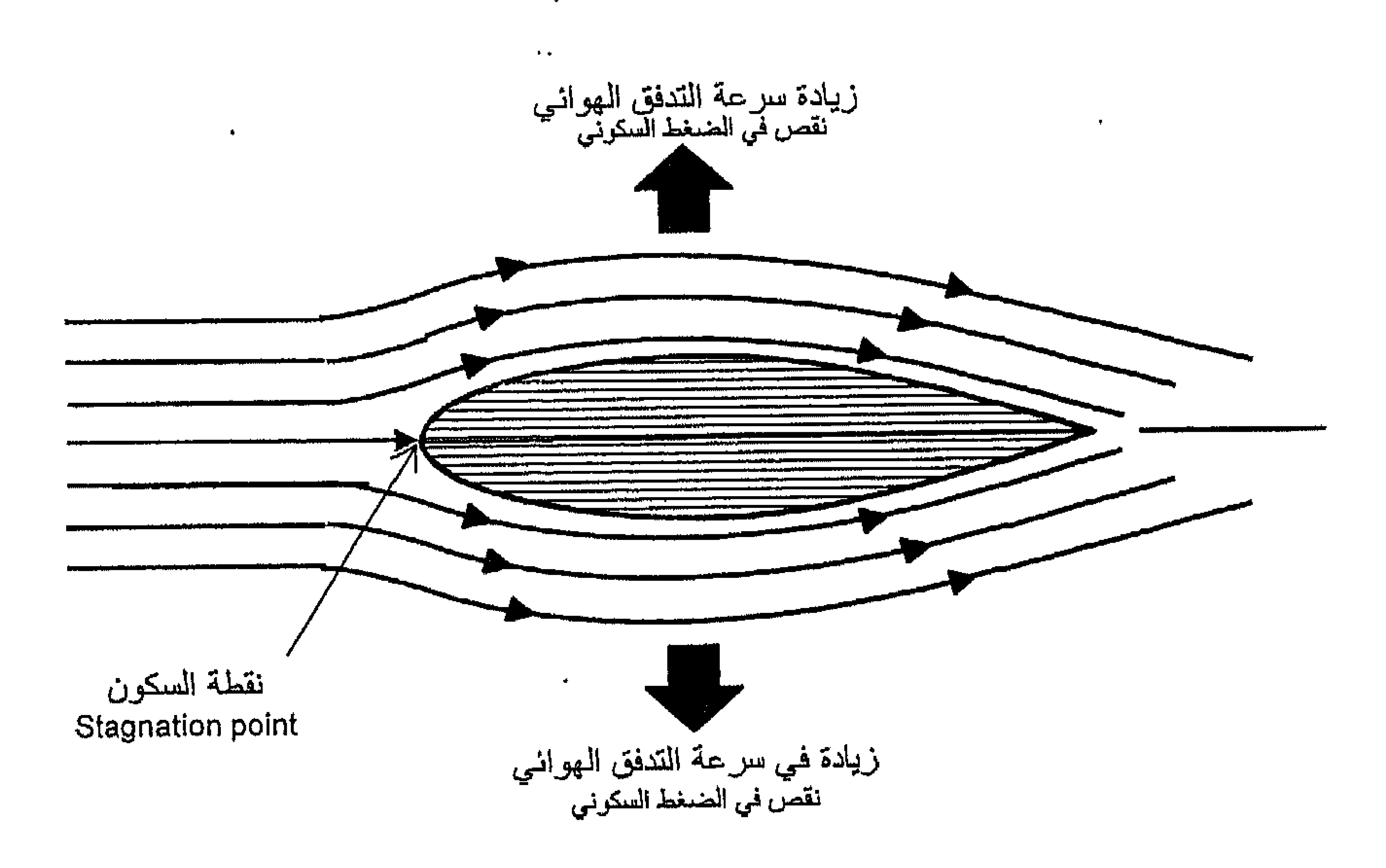
الشكل 11 – 5 زاوية الهجوم ثابتة على الرغم من تغير زاوية الميل



الشكل 12 – 5 زاوية الميل ثابتة على الرغم من اختلاف زاوية الهجوم

تأثير زاوية الهجوم (Angle of Attack) على تدفق الهواء حول الجناح:

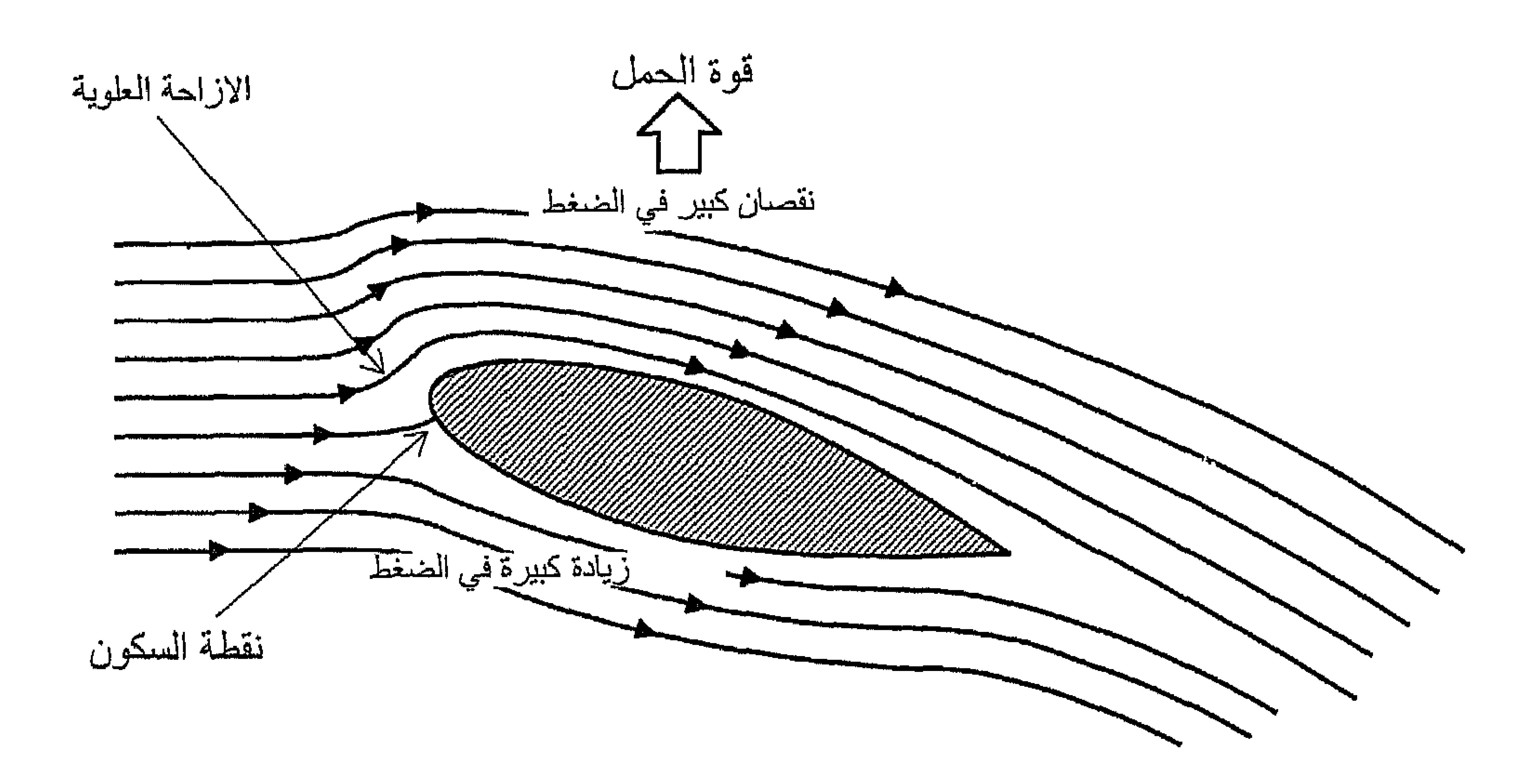
كما أسلفنا سابقاً فإن هناك شكلين لجناح الطائرة متماثل وغير متماثل، فإذا بدأنا بدراسة تأثير زاوية الهجوم (A.O.A) على الجناح المتماثل نجد أننا إذا وضعناه في مجال تيارات هوائية متدفقة وبزاوية هجوم تساوي صفراً؛ فإن نقطة السكون تتكون تماماً على حافة مقدمة الجناح هذا بدوره سيؤدي إلى *زيادة سرعة تدفق الهواء فوق وتحت الجناح بصورة متساوية* (أنظر الشكل).



الشكل 13 – 5 تدفق التيارات الهوائية حول الجناح المتماثل عند زاوية هجوم تساوي صفر

وبالعودة إلى نظرية برنولي فإن الضغط السكوني أيضاً سوف ينخفض بصورة متساوية فوق وتحت الجناح، وبالتالي سيكون الفرق في الضغط فوق وأسفل الجناح يساوي صفراً مما يعني أن قوة الحمل (Lift) في هذه الحالة تكون مساوية لـ (صفر). لكن إذا أخذنا نفس الجناح المتماثل وكان بوضعية زاوية

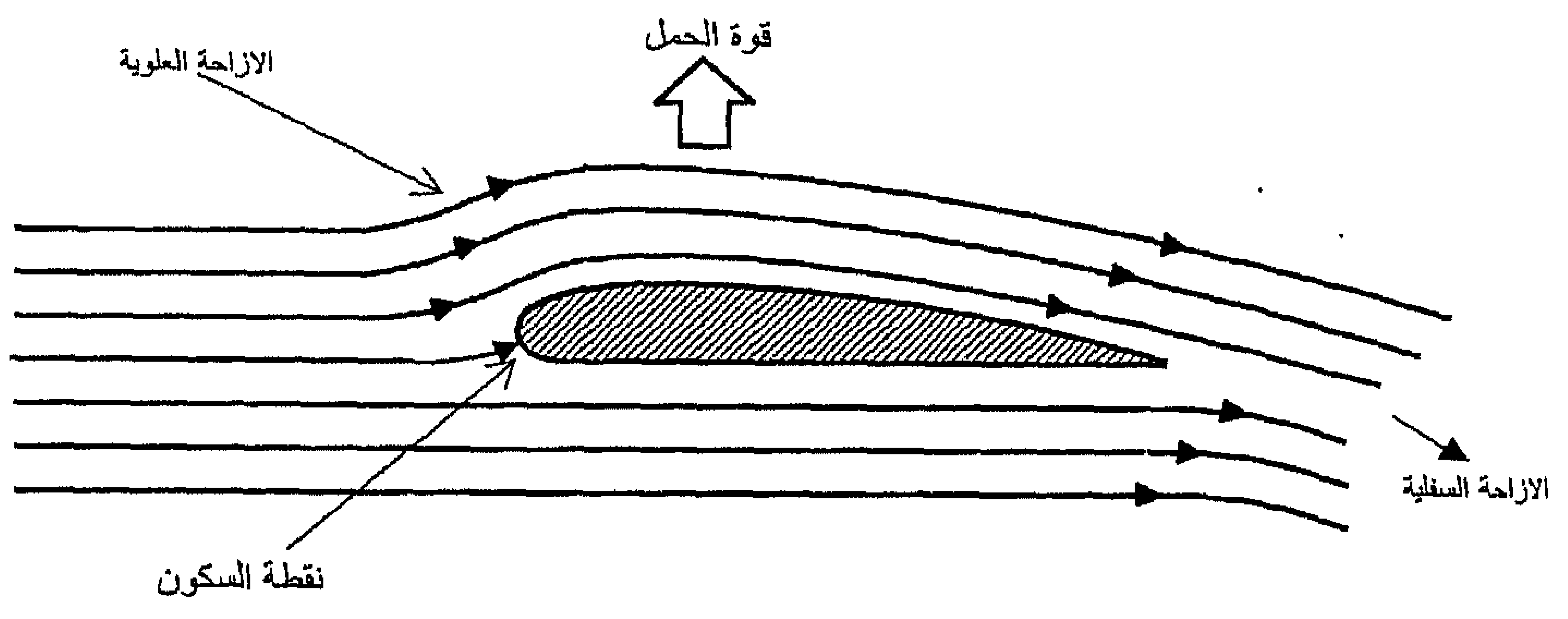
هجوم أكبر من صفر (الشكل 14 – 5)؛ فإن نقطة السكون ستتكون أسفل حافة مقدمة الجناح وهذا بدوره سيؤدي الى إزاحة علوية عند مقدمة الجناح وزيادة في سرعة تدفق الهواء على السطح العلوي للجناح؛ أي نقصان في الضغط السكوني أما في الجهة السفلية فإن تدفق الهواء سيكون بطيئاً (أبطأ من الهواء فوق الجناح) وبالتالي سيرتفع الضغط السكوني تحت الجناح مكوناً فرقاً بين أسفل وأعلى الجناح؛ وبالتالي تم إنتاج قوة حمل (Lift). انظر الشكل 14 – 5.



الشكل 14 – 5 تدفق التيارات الهوائية حول الجناح المتماثل عند زاوية هجوم أكبر من صفر

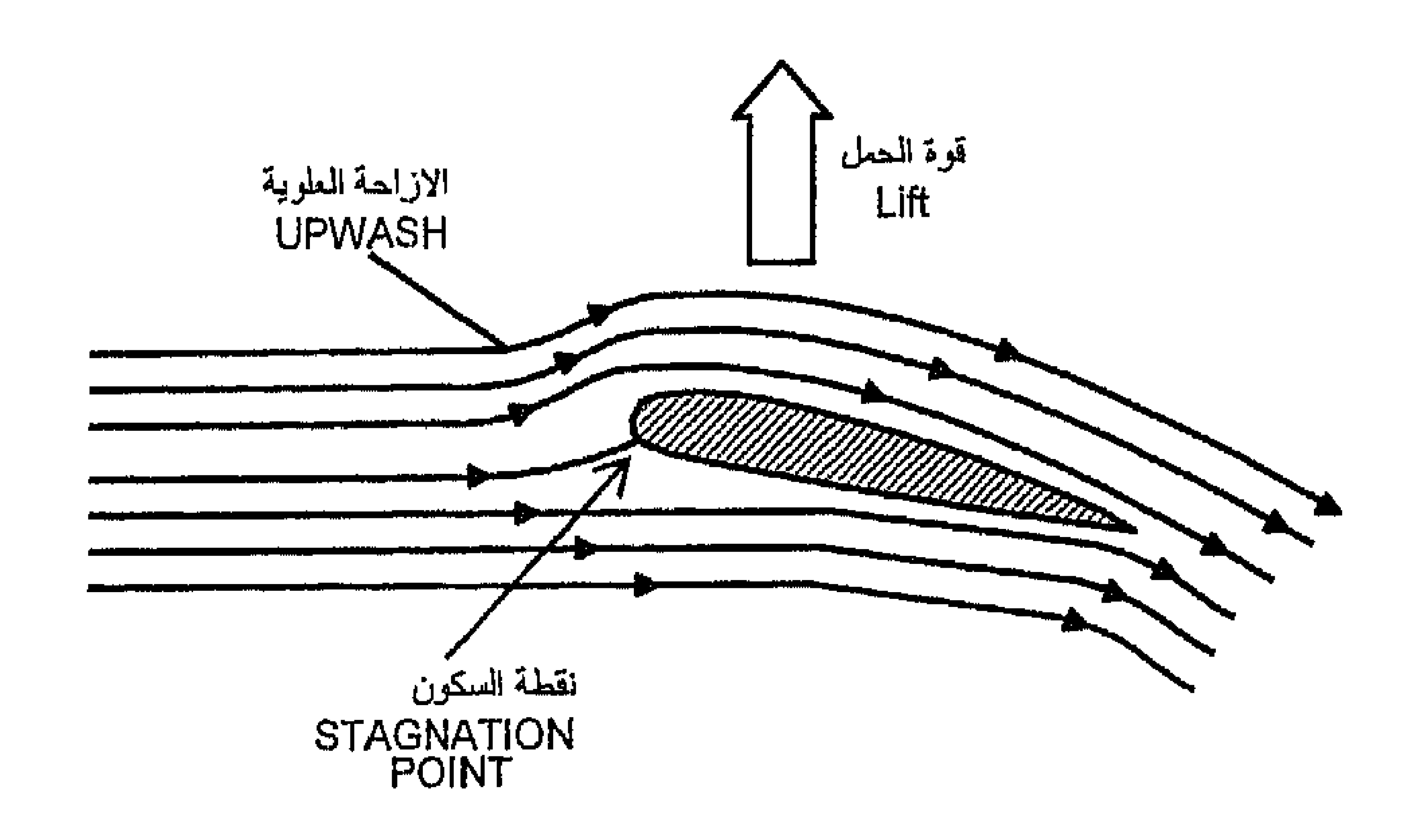
إذن الجناح المتماثل لا يكوِّن قوة حمل عند زاوية هجوم تساوي صفراً بل يجب أن تكون زاوية الهجوم موجودة وبقيمة موجبة (أكبر من صفر) لإنتاج قوة الحمل.

أما عند النظر إلى الجناح الغير متماثل (الجناح المحدب للأعلى)، فإننا إذا وضعناه في تدفق تيارات هوائية وبزاوية هجوم تساوي صفراً فإن نقطة السكون ستتكون تحت حافة مقدمة الجناح وستحصل الازاحة العلوية عند مقدمة الجناح وستزداد سرعة تدفق الهواء على السطح العلوي للجناح وسيكون تدفق الهواء أسفل الجناح أبطأ من أعلاه وهذا يعني أن الضغط السكوني على السطح السفلي سيكون أعلى من الضغط السكوني على السطح العلوي؛ إذن تم إنتاج قوة الحمل (lift) عند زاوية هجوم تساوي صفر. أنظر الشكل 15 – 5



الشكل 15 – 5 تدفق التيارات الهوائية حول الجناح الغير متماثل عند زاوية هجوم تساوي صفر

الآن، إذا زدنا زاوية الهجوم باستخدام نفس الجناح المحدب الغير متماثل فإن تدفق الهواء سيصبح أسرع فوق السطح العلوي للجناح، ذلك أنه يجب عليه أن يقطع مسافة أطول في نفس الوقت، وبالتالي فإن الضغط السكوني على سطح الجناح العلوي سيقل اكثر فاكثر. أنظر الشكل 16 – 5. أيضاً ستقل سرعة التدفق الهوائي تحت سطح الجناح السفلي أكثر؛ أي سيزداد الضغط السكوني أكثر فأكثر وهذا يعني زيادة في فرق الضغط وبالتالي زيادة في قوة الحمل الناتجة. في الحقيقة معظم الطائرات الكبيرة الحالية تستخدم هذا النوع من الأجنحة.



الشكل 16 – 5 تدفق التيارات الهوائية حول الجناح الغير متماثل عند زاوية هجوم أكبر من صفر

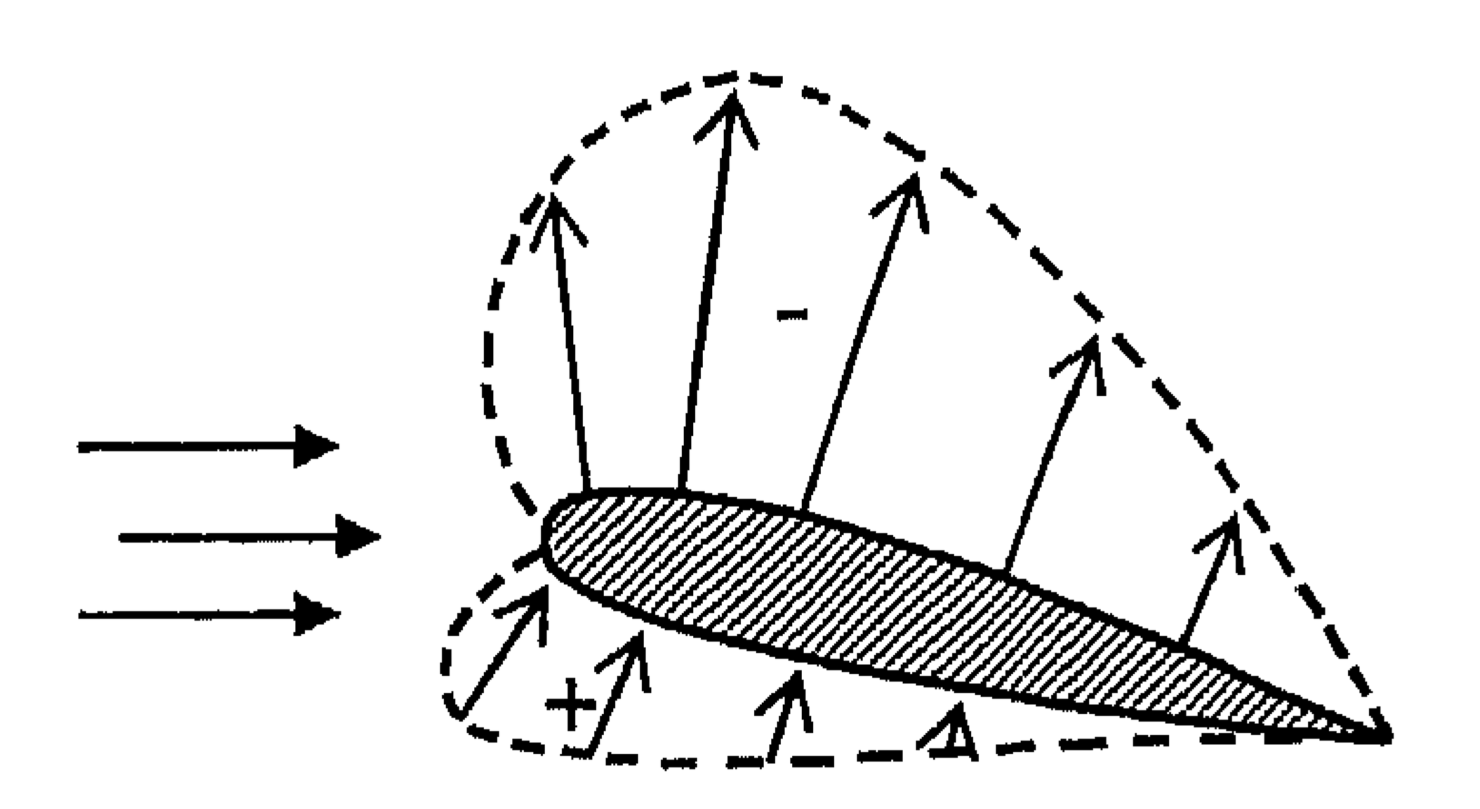
توزيع الضغط حول الجناح (اعتماداً على وتر الجناح)

:(Chordwise Pressure distribution around an airofoil)

توزيع الضغط حول الجناح مهم جداً في علم الحرائك الهوائية لأنها تحدد كمية قوة الحمل الناتجة. عملياً فإن الضغط وتوزيعه حول الجناح يختلف باختلاف نوع الجناح إن كان متماثلاً أم لا، بالاضافة الى الاختلاف في زاوية الهجوم. أنظر الشكل 17 – 5. لاحظ أننا قمنا بوضع أسهم متجهة إلى الجناح عند الضغط السكوني المرتفع الموجب، بينما الأسهم المشيرة الى الخارج فتمثل الضغط السكوني السالب، ولكن ماذا نعني بالسالب وماذا نعني بالموجب؟

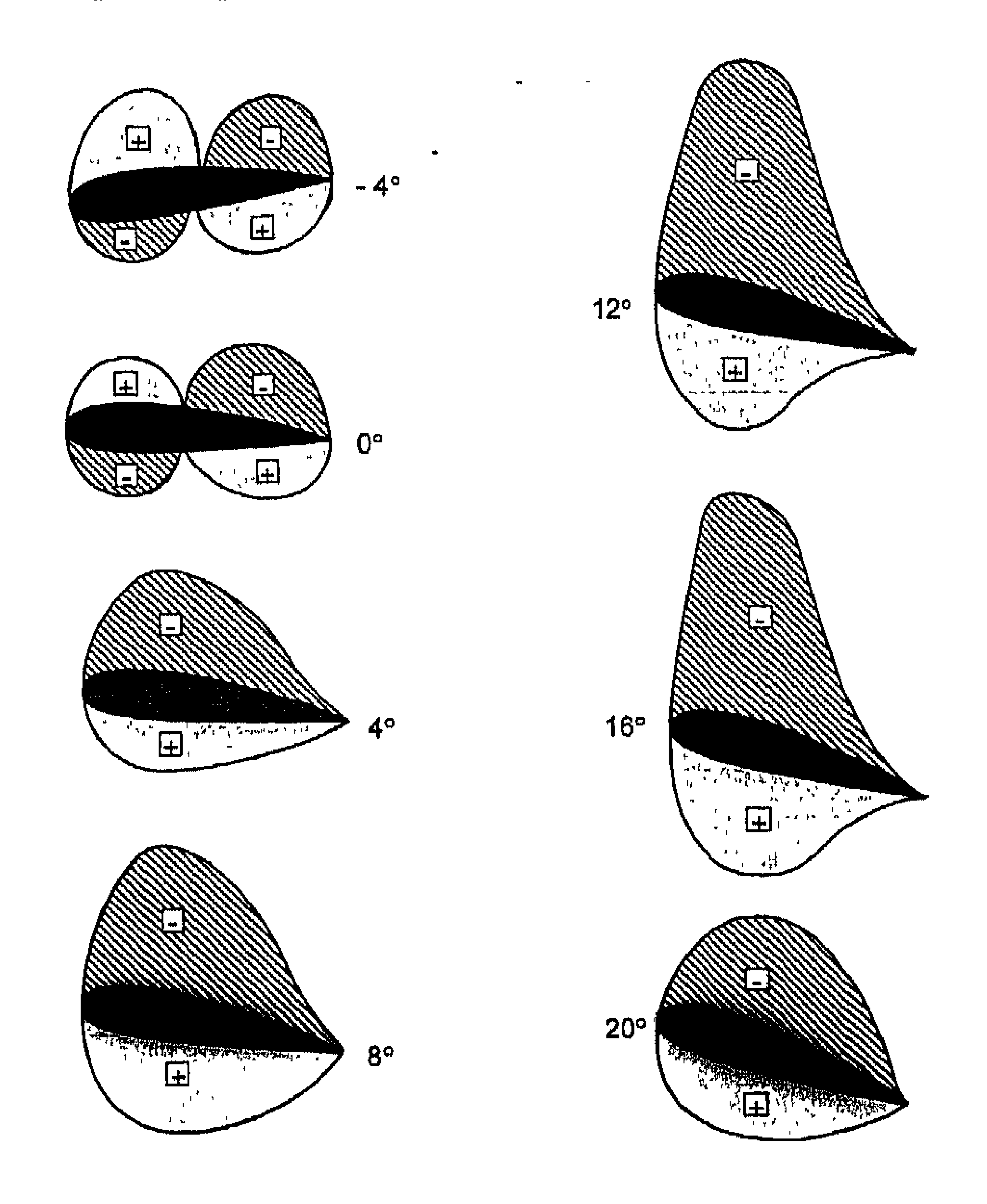
السالب: أي أن ضغط التدفق الهوائي حول الجناح أقل من ضغط التيار الهوائي الحر.

الموجب: أي أن ضغط التدفق الهوائي حول الجناح أعلى من ضغط التيار الهواء الحر.



الشكل 17 – 5 مقطع عرضي للجناح يبين توزيع الضغط حوله

بالنظر إلى الشكل 18 – 5 أدناه قمنا بوضع عدة إحتمالات للزاوية الحرجة لجناح محدب للأعلى غير متماثل، عند زاوية هجوم تساوي (4-) وهذا يعني أن خط الوتر تحت الخط الممثل للتدفق الهوائي النسبي المؤثر (ERA).



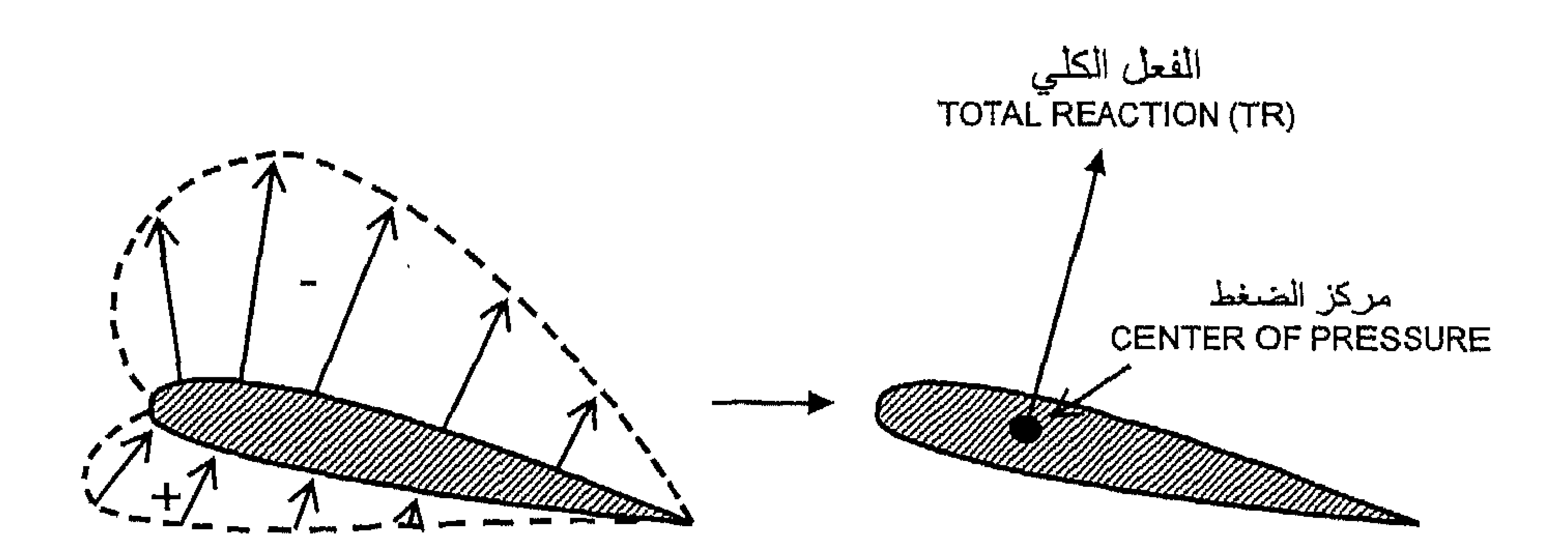
الشكل 18 – 5 توزيع الضغط حول الجناح عند قيم مختلفة لزاوية الهجوم

هذه الزاوية تؤدي الى إحداث تغييرات فوق وتحت الجناح ولكن الفرق في الضغط يساوي صفراً (أي لا توجد قوة حمل ناتجة عند زاوية −4) تسمى هذه الزاوية **بزاوية صفر قوة الحمل. وتكون هذه الزاوية سالبة للجناح غير المتماثل ولكنها تساوي صفراً للجناح المتماثل.**

وكما تلاحظون فإن قوة الحمل تزداد وتزداد حتى الوصول الى زاوية مقدارها 15^{o}– 16^{o} تقريباً حيث تصل قوة الحمل الى أعلى مستوياتها وبعدها تعود لتنخفض. تسمى هذه الزاوية بالزاوية الحرجة (Critical angle of attack). **وكلما زادت الزاوية الهجومية بعدها كلما تحول تدفق التيار الهوائي من تدفق منتظم الى تدفق غير منتظم وبعدها تصبح قوة الحمل غير قادرة على حمل الطائرة ويحدث السقوط (Stall).**

مركز الضغط (Center of Pressure):

للتعبير عن محصلة الضغط المؤثر في الجناح فإننا نستعيض عن رسم الأسهم الكثيرة بسهم واحد ينطلق من نقطة واحدة على وتر الجناح، هذه النقطة هي **مركز محصلة الضغط وتسمى بمركز الضغط (C of P)** أو **(Center of Pressure)** كما تسمى **محصلة الضغط والقوى المؤثرة بالجناح بالفعل الكلي (Total reaction)**. أنظر الشكل 19 – 5.

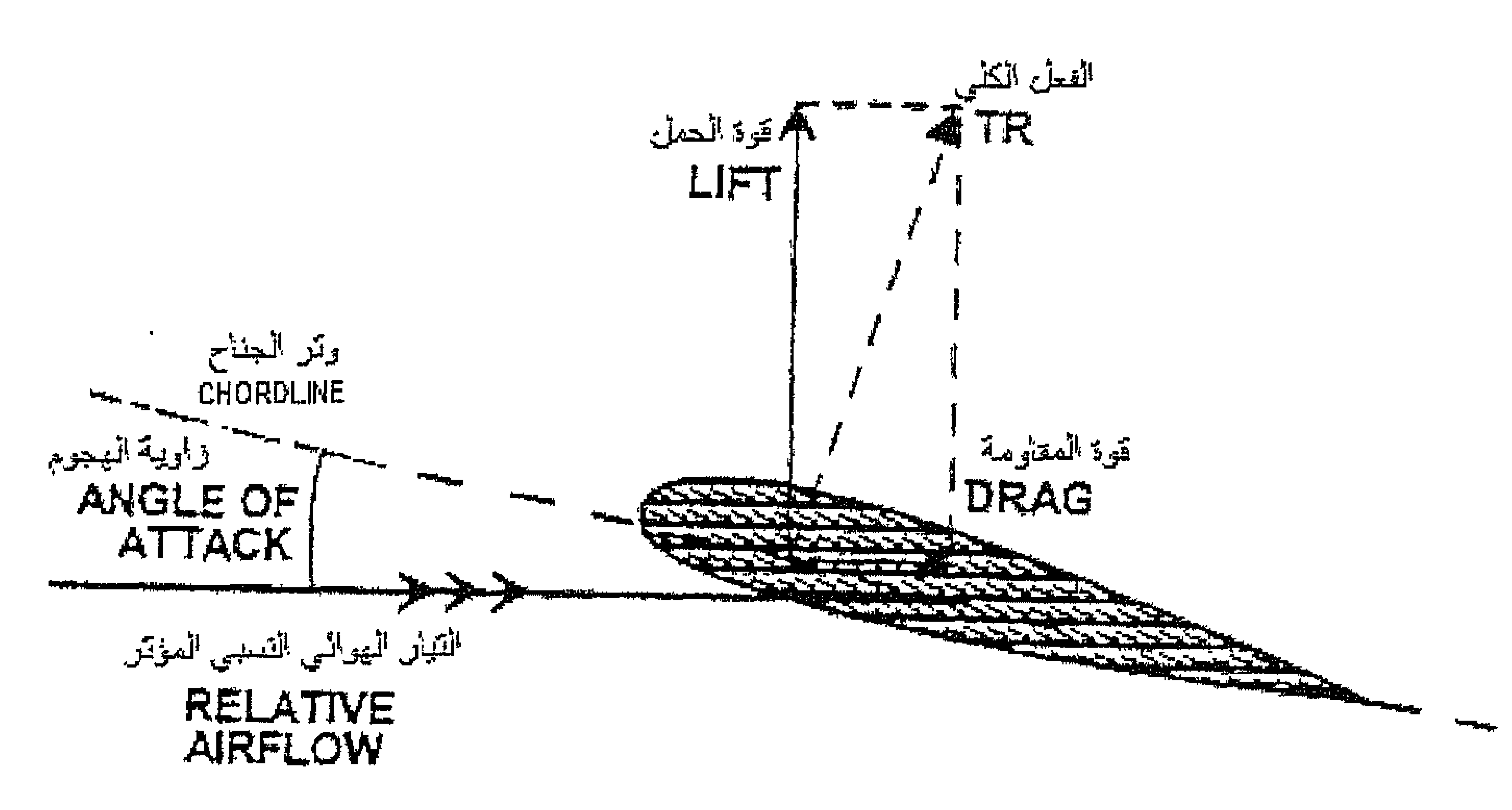


الشكل 19 – 5 تمثيل توزيع الضغط باستخدام مفهوم مركز الضغط والفعل الكلي

وللتعمق في الموضوع أكثر، فإن مركز الضغط يكون مقارباً لوسط وتر الجناح عند التحليق بزاوية هجوم صغيرة، ولكن كلما زدنا في مقدار زاوية الهجوم كلما انتقل مركز الضغط الى الأمام باتجاه مقدمة الجناح حتى الوصول الى الزاوية الهجومية الحرجة وبعدها فإن مركز الضغط يبدأ بالعودة الى مؤخرة الجناح وهذا يعني أن الفعل الكلي لقوة الحمل ستصبح في مؤخرة الجناح وأنها لن تعود كافية لحمل الطائرة ويحدث السقوط (Stall).

نظرة معمقة أكثر فأكثر

الفعل الكلي هو محصلة جميع القوى المؤثرة في الجناح ولكن محصلة القوى دائماً لها مشتقة عمودية ومشتقة أفقية وبالنظر إلى الشكل التالي.



الشكل 20 – 5 مكونات الفعل الكلي

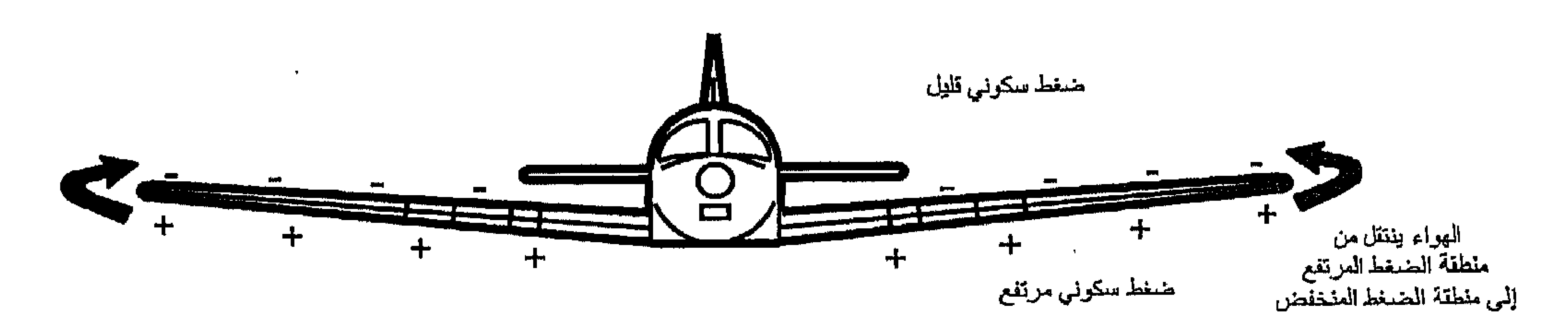
نجد أن المشتقة العمودية هي قوة الحمل (Lift) والمشتقة الأفقية هي قوة المقاومة (Drag). وهنا تكون قوة الحمل عمودية على التدفق الهوائي النسبي المؤثر (ERA) وقوة المقاومة موازية له.

ملاحظة قوة المقاومة سيتم تفصيلها في الفصل القادم إن شاء الله.

توزيع الضغط الجوي حول الجناح بالاعتماد على مدى الجناح

(Spanwise Pressure Distribution)

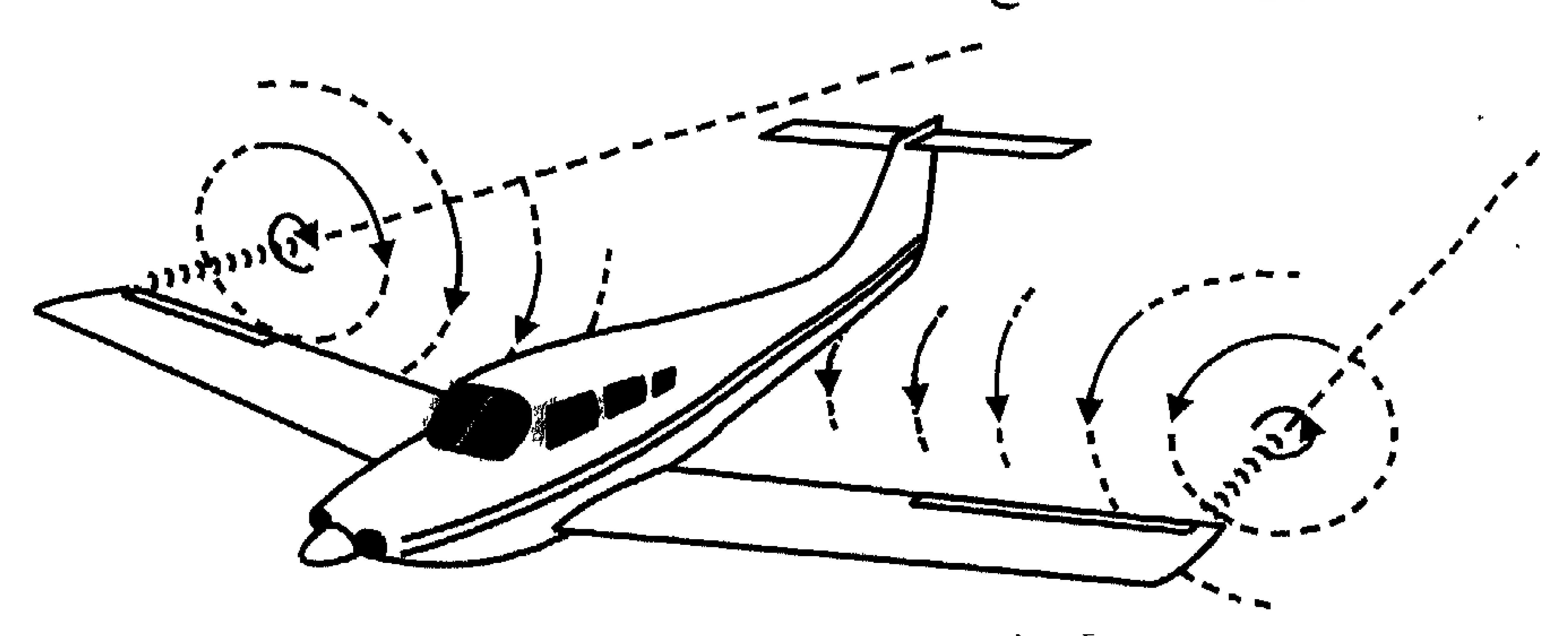
علمنا مما درسناه سابقاً أن ضغط الهواء تحت الجناح يكون أثناء الطيران موجباً أي أعلى من ضغط التيار الهوائي الحر. وأن ضغط الهواء فوق الجناح يكون أثناء الطيران سالباً أي أقل من ضغط التيار الهوائي الحر، بالنظر الى الشكل 21 – 5 ، نجد أن ذلك صحيحاً أيضاً. على طول مدى الجناح.



الشكل 22 – 5 توزيع الضغط حول الجناح بالاعتماد على المدى

المهم هنا أن نلاحظ أنه عند منطقة رأس الجناح (Wing Tip) يتم انتقال الهواء من أسفل الجناح إلى أعلاه وذلك حسب النظرية العلمية بأن الهواء ينتقل من منطقة الضغط المرتفع إلى منطقة الضغط المنخفض.

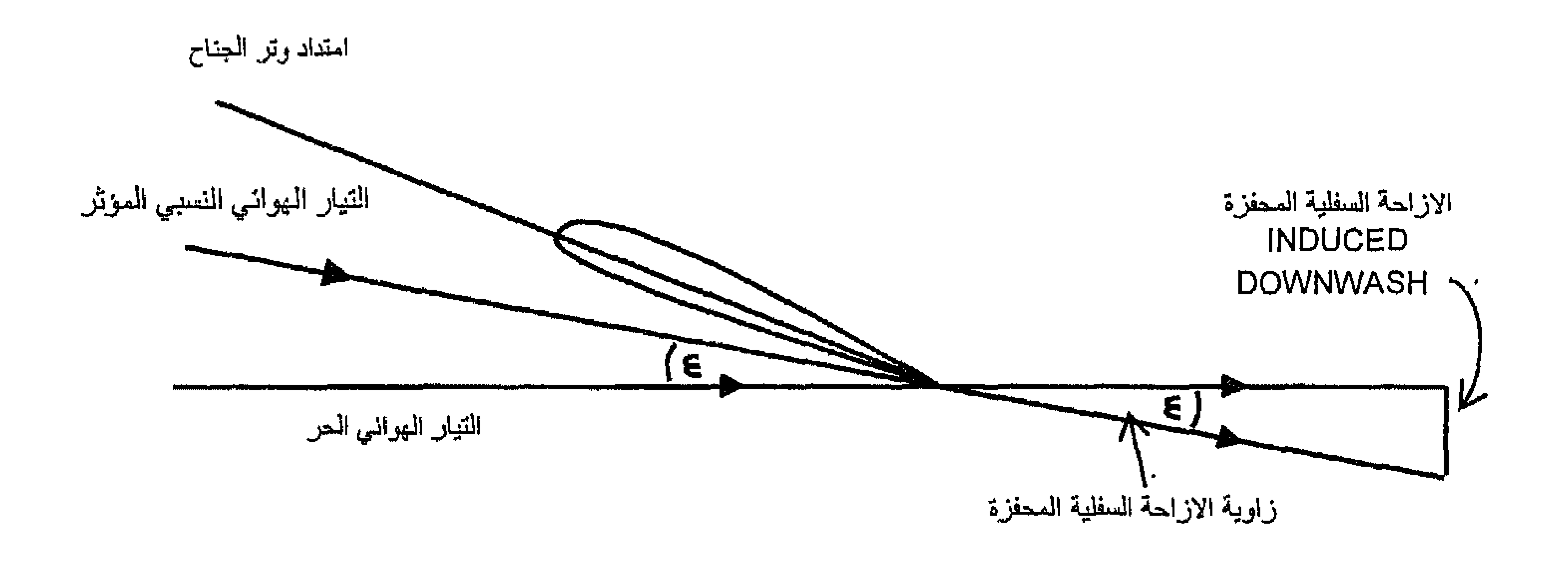
لكن هل لهذا تأثير على قوة الحمل؟ في الحقيقة إن هذا الانتقال من أسفل الجناح الى أعلاه يكون على طول مدى الجناح وخلفه كما في الشكل 23 – 5 حيث وبعد عبور الطائرة فإن التيارات الهوائية المنتقلة من الأسفل الى الأعلى ستكون دوامات هوائية صغيرة عند الرأس (Wing Tip Vortices)، وتكبر وتكبر كلما اتجهنا إلى قاعدة الجناح.



الشكل 23 – 5 الدوامات الهوائية الناتجة من اختلاف الضغط أسفل وأعلى الجناح

هذه الدوامات الهوائية تؤثر على التيارات الهوائية خلف الجناح وتؤدي إلى دفعها إلى الأسفل. هذه الازاحة الناتجة تسمى الازاحة السفلية المحفزة (Induced down wash)

وبالنظر الى الشكل 24 – 5 نجد أن هذه الازاحة السفلية المحفزة **لا تؤثر فقط خلف الجناح وإنما تؤدي أيضاً الى انحناء التيار الهوائي النسبي المؤثر أمام الجناح الى الأعلى** وبالتالي وبما أن زاوية الهجوم هي الزاوية بين خط الوتر والتيار الهوائي النسبي المؤثر فإن ذلك سيؤدي إلى نقصان في زاوية الهجوم وتسمى الزاوية الناتجة **بزاوية الهجوم المؤثرة (Effective angle of Attack)** وهذا بدوره يؤدي إلى اضعاف قوة الحمل وتسمى القوة الناتجة **بقوة الحمل المؤثرة (Effective Lift).**



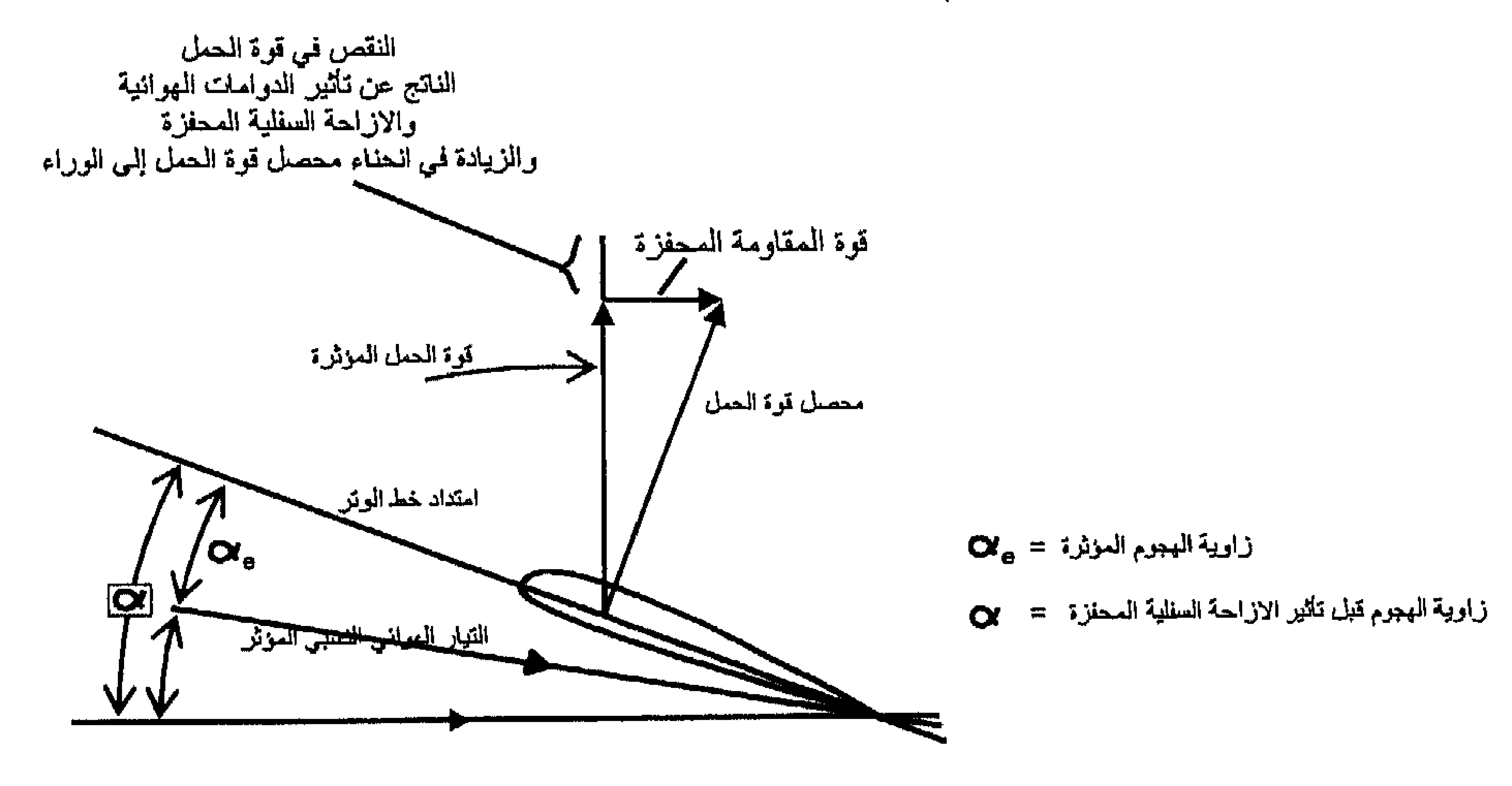
الشكل 24 – 5 الازاحة السفلية المحفّزة

ولذلك فإن دراسة توزيع الضغط حول الجناح مهم جداً لمعرفة كم هو التأثير الناتج من الدوامات الهواية عند رأس الجناح، هناك بعض تصاميم

الطائرات تستخدم قطع حاجبة على طرف رأس الجناح تسمى (Winglets) لمنع ظهور الدوامات الهوائية الرأسية ، سنقوم بشرح ذلك لاحقاً إن شاء الله.

تجدر الاشارة هنا أيضاً الى أن الزاوية التي ينحني فيها التيار خلف الجناح بسبب الدوامات الهوائية تسمى زاوية الازاحة السفلية المحفزة (Angle of induced down wash).

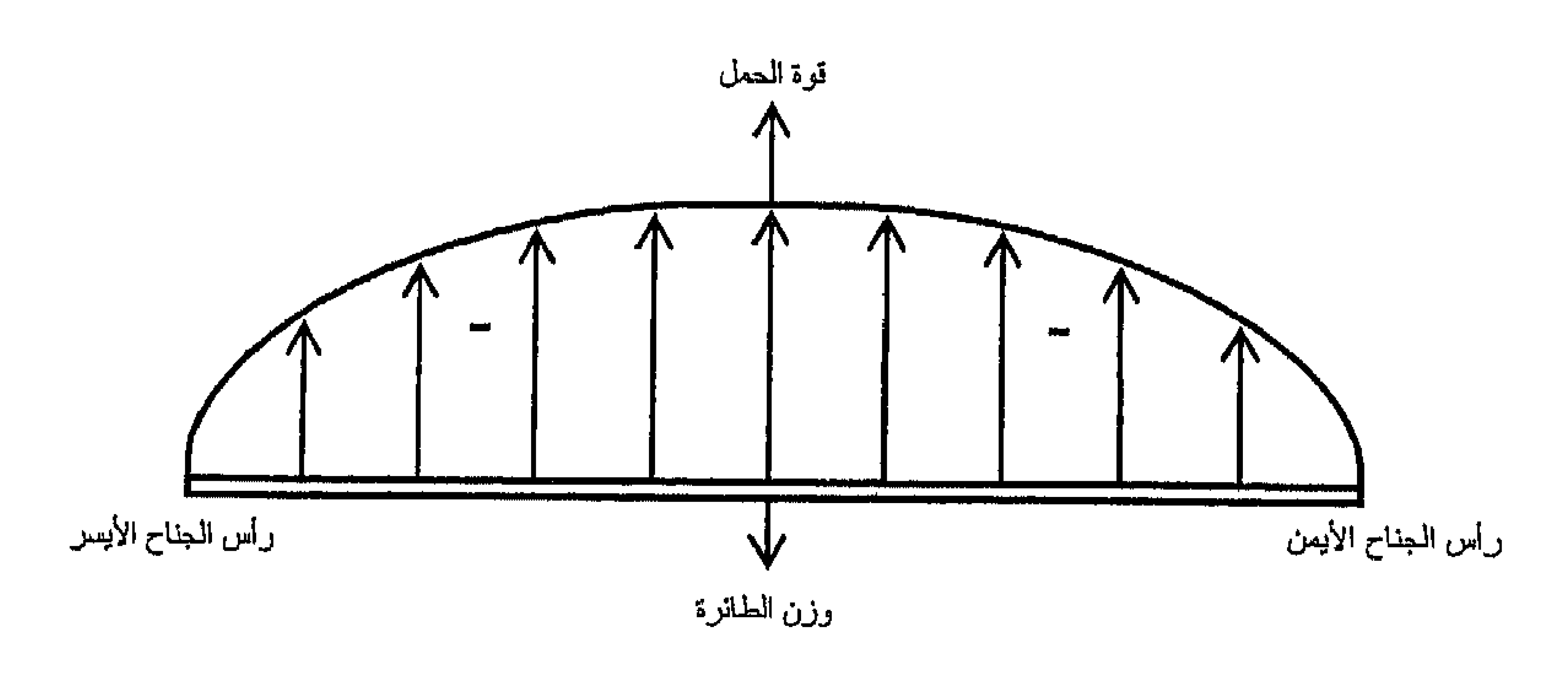
ولنتعمق في الموضوع أكثر أنظر الشكل 25 – 5، نلاحظ أن زاوية الازاحة السفلية المحفزة تساوي الفرق بين زاوية الهجوم وزاوية الهجوم المؤثرة، كما أن ذلك أدى الى **انحناء محصلة قوة الحمل الى الوراء بزاوية تساوي أيضاً زاوية الازاحة السفلية المحفزة**. وعند النظر إلى مكونات محصلة قوة الحمل الكلية **نجد أن المكون الأفقي (قوة المقاومة) قد زاد بمقدار معين يتناسب طردياً مع قوة الدوامات الهوائية. ونسمي هذه الزيادة قوة المقاومة المحفزة (Induced drag).**



الشكل 25 – 5 تأثير الدوامات الهوائية والازاحة السفلية المحفزة على زاوية الهجوم وقوة

إذن الدوامات الهوائية تقلل قوة الحمل المؤثرة وتزيد من قوة المقاومة وهذا بمعنىً آخر يقلل من قدرة الطائرة على الطيران ويزيد من استهلاك الوقود، ولذلك تم استخدام الحاجبات على رأس الجناح وسنشرها لاحقاً كما أسلفنا.

وعند معرفتنا بأن تأثير الدوامات الهوائية يكون أكثر عند رأس الجناح وأن تأثيرها يقل كثيراً عند قاعدة الجناح فإن ذلك يقودنا الى أن **معظم قوة الحمل المؤثرة الرافعة للطائرة تتركز وتكون عظمى عند قاعدتي الجناحين** على جسم الطائرة ومن ثم كلما اتجهنا إلى رأس الجناح كلما قلت قوة الحمل كما في الشكل 26 –5:



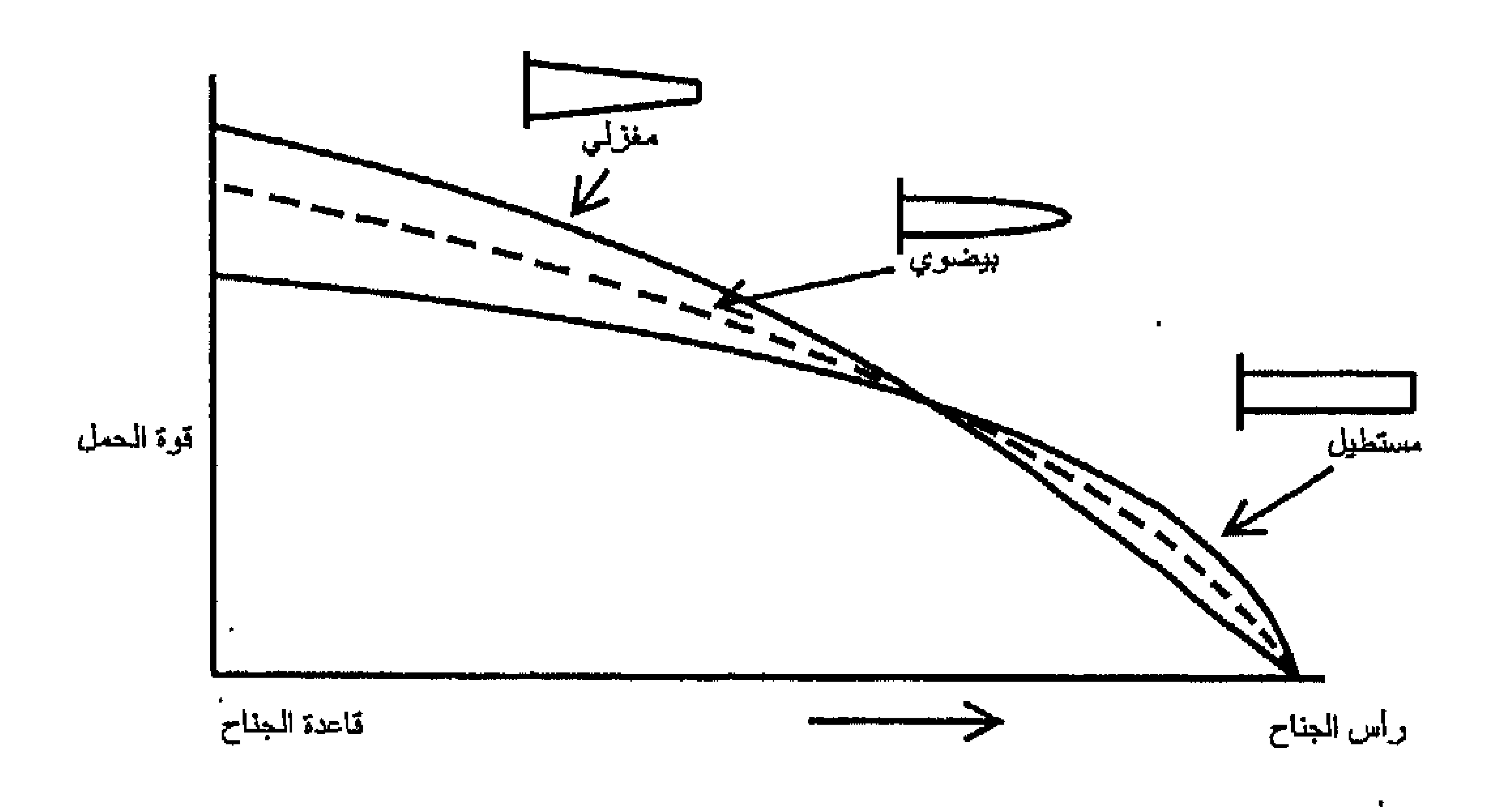
الشكل 26 -5 توزيع قوة الحمل على جناحي الطائرة

شكل الجناح وتأثيره على قوة الحمل

(Wing shape & its affect on lift)

وجدنا سابقاً أن عوامل كثيرة تؤثر في قوة الحمل، كزاوية الهجوم، والدوامات الهوائية وإذا كان الجناح متماثلاً أو غير متماثل، فهل شكل الجناح يؤثر في قوة الحمل أيضاً؟؟

في العادة لدينا 3 أشكال رئيسية، المغزلي (Tapered) والبيضوي (Elliptical) وأخيراً المستطيل (Rectangular). وعند دراسة تأثيرها على قوة الحمل نجد الناتج كما في الشكل 27 – 5.

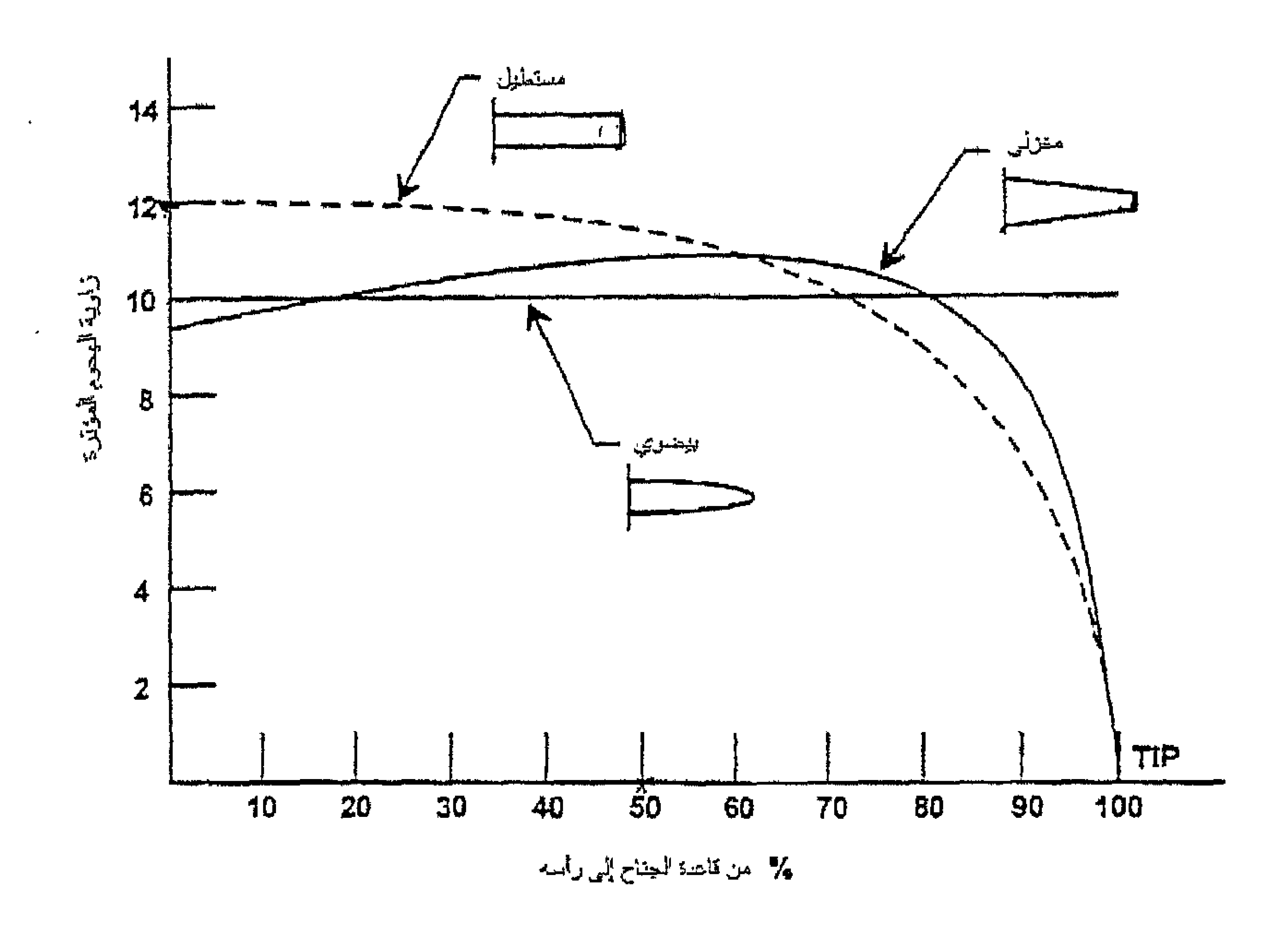


الشكل 27 – 5 تأثير شكل الجناح على توزيع قوة الحمل حول مداه

كما نلاحظ من الشكل 27 – 5 أن أكثر الأجنحة قدرة على إنتاج قوة حمل عند قاعدته هو (Tapered) أو المغزلي ثم بعده البيضوي (Elliptical) ثم بعده المستطيل (Rectangular) وفعلياً فإن شكل الجناح المفضل لدى الشركات المصنعة هو الشكل **المغزلي**.

كما أن شكل الجناح له تأثير مهم على زاوية الهجوم المؤثرة أيضاً وبالنظر إلى الشكل 28 – 5 نلاحظ أن الشكل المستطيل له زاوية هجوم مؤثرة كبيرة عند قاعدة الجناح وتستمر شبه ثابتة حتى 50% من مدى الجناح وبعدها تعود لتصل إلى صفر وبصورة مضطردة في آخر 50 % من مدى الجناح. أما الشكل المغزلي فإن زاوية الهجوم المؤثرة تزداد حتى 70 % من مدى الجناح وبعد ذلك تعود لتصل الى صفر، وبالنظر إلى الشكل البيضوي نجد أن زاوية الهجوم المؤثرة ثابتة دوماً من أول الجناح الى آخره، طبعاً قد يعتقد البعض أن ذلك افضل ولكن ذلك غير صحيح حيث **من الجيد أن تقل زاوية الهجوم**

المؤثرة عند رأس الجناح حتى تقلل من قوى الحمل هناك وذلك لتقليل انحناء الجناح إلى الأعلى عند أطرافه، لاننسى أيضاً أن مصممي الطائرات يختارون شكل الجناح حسب الحاجة المطلوبة من الطائرة قيد الإنشاء.



الشكل 28 – 5 تغير قيم زاوية الهجوم المؤثرة مع تغير شكل الجناح

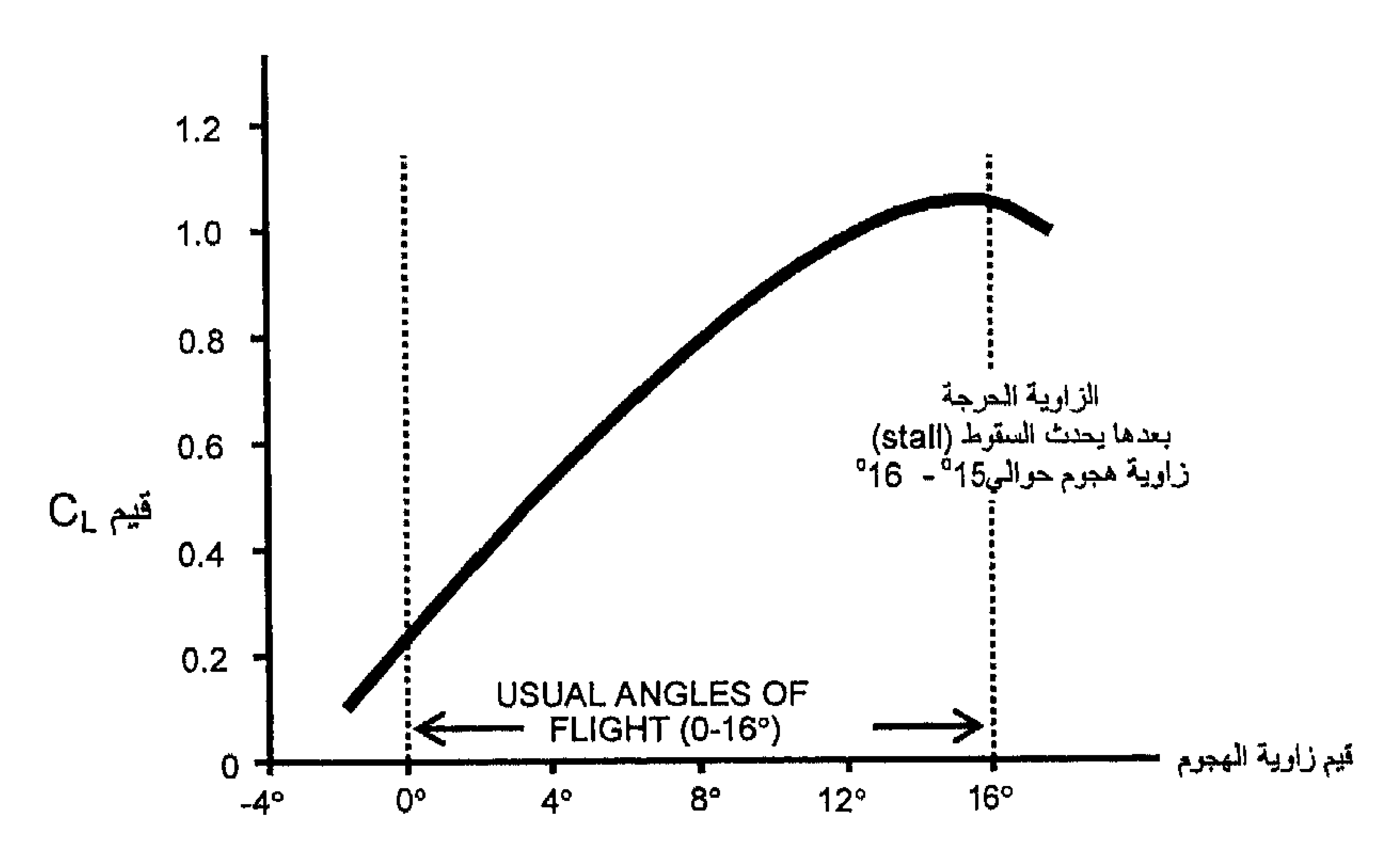
هنا نتجه في دراستنا إلى مفهوم مهم جداً، فإذا كان كل من شكل الجناح وزاوية الهجوم وزاوية الارتباط تؤثر في قوة الحمل، وإذا كنا نستطيع أن ندمج كل هذه المتغيرات بعد دراسة مستفيضة بمتغير واحد فإن ذلك سيسهل علينا من دراستنا، **هذا المتغيير يسمى معامل الحمل (Coefficient of lift) وسنرمز له من الآن فصاعداً بالرمز C_L.**

فإذا أخذنا بعين الاعتبار أن جميع العوامل المؤثرة في قوة الحمل تكون ثابتة في أغلب الأحيان مثل شكل الجناح وزاوية الارتباط فإن العامل المتغير

دائماً هو زاوية الهجوم (A.O.A) لذلك فإن العامل الوحيد المؤثر على تغير قيم C_L هو التغير في زاوية الهجوم وبالتالي سيكون كل من C_L وزاوية الهجوم وجهان لعملة واحدة. وسيكون كلا منهما دليلاً على الآخر وسيتضح ذلك أكثر في الصفحات القادمة إن شاء الله.

تغير C_L مع تغيير قيم زاوية الهجوم

بعد دراسات عدة توصل الباحثون الى قيم معينة لــ C_L عند كل زاوية هجوم وعبروا عنها بالرسم البياني التالي.



الشكل 29 – 5 تغير قيم C_L مع التغير في قيم الزاوية الحرجة

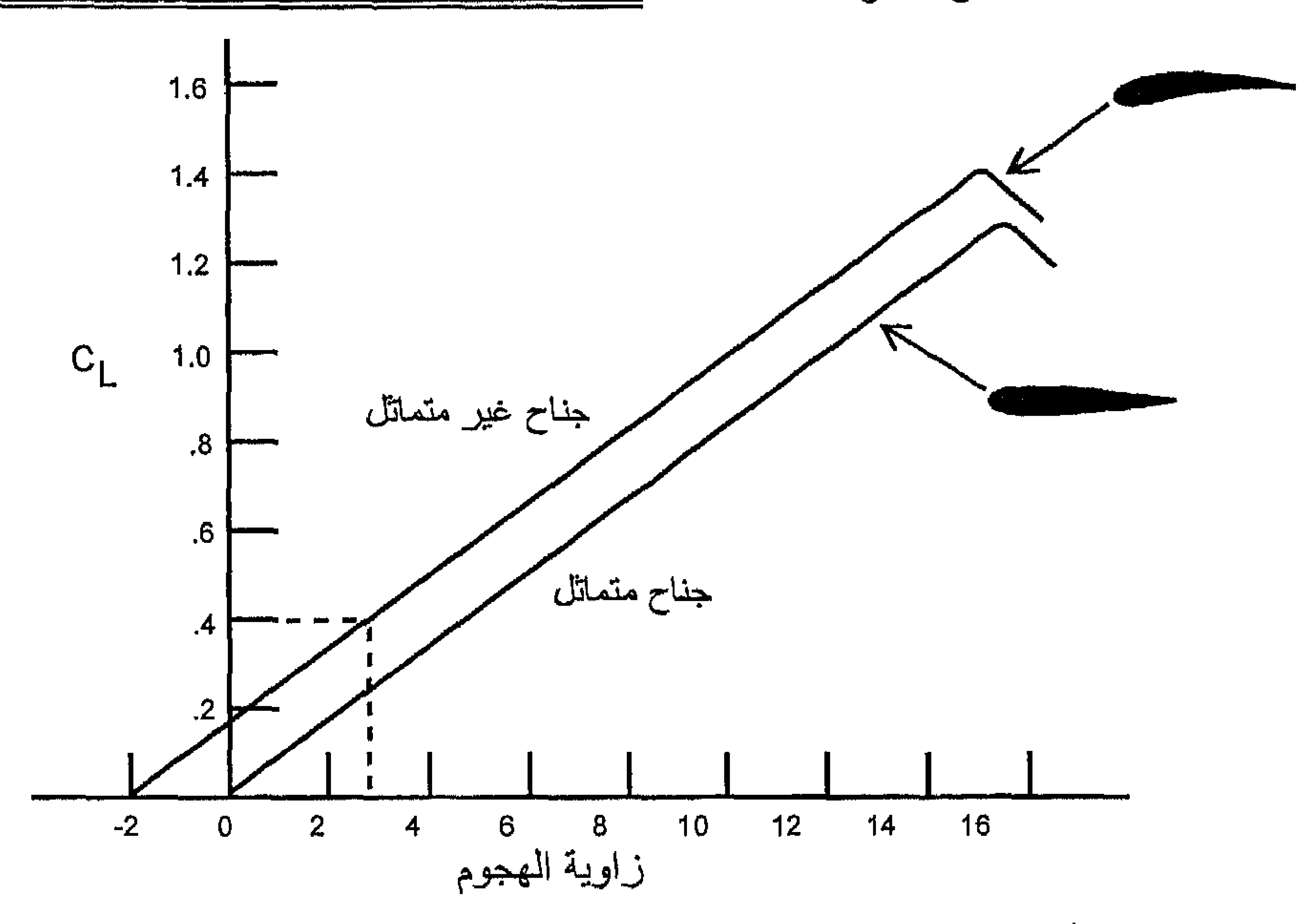
في هذا الرسم البياني تكوّن لدينا منحنى يسمى **بمنحنى قوة الحمل (Lift Curve)**. لاحظ أن هذا المنحنى هو للجناح غير المتماثل لأنه عند زاوية هجوم (صفر) يوجد قوة حمل. لاحظ أيضاً أنه بين زاوية هجوم 0^0 و 12^0 يكون المنحنى عبارة عن خط مستقيم وفي تزايد مستمر **وهذا يدل على أن C_L وقوة الحمل يتناسبان طردياً مع زاوية الهجوم**. أما عند زاوية هجوم أعلى من 12^0

فإن معدل الزيادة في قوة الحمل يبدأ بالانخفاض مكوناً قمة لهذا المنحنى، أعلى نقطة في هذه القمة تمثل أعلى قيمة لـــ C_L ويرمز لها بـــ $C_{L\,Max}$ وهي هنا لهذا الجناح تقابل زاوية حرجة مقدارها (حوالي $15^o - 16^o$). وهذه الزاوية تختلف حسب نوع الجناح، ولكنها مثالية لمعظم الطائرات الخفيفة. وبعد ذلك وعند القيمة الأعلى من ($15^o - 16^o$) ينخفض المنحنى بصورة سريعة مؤشراً إلى انخفاض حاد في قوة الحمل، وهذه هي مرحلة السقوط (Stall).

وبالعودة إلى الفرق بين الجناح المتماثل والجناح غير المتماثل نجد الشكل 5 – 30 يعبر تماماً عن الفرق في إنتاج قوة الحمل بينهما. في هذا الشكل **نجد أن قوة الحمل الناتجة من الجناح الغير متماثل دائماً أعلى عند نفس القيم لزاوية الهجوم، ولكن الزاوية الحرجة للجناح الغير متماثل تكون أقل من تلك للجناح المتماثل.**

ملاحظة هامة:

كما أسلفنا سابقاً، فإن زاوية الهجوم التي بعدها يحدث السقوط تسمى الزاوية الحرجة (Critical A.O.A) وهي هنا الزاوية المعبر عنها بـــ $C_{L\,Max}$. وعادة ما يكون مسار الطيران الطبيعي عند زاوية هجوم من 0^0 إلى الزاوية الحرجة.



الشكل 30 – 5 تأثير شكل الجناح (متماثل أم لا) على منحنى قوة الحمل

معادلة قوة الحمل (Lift Formula)

كما أسلفنا سابقاً فإن كمية قوة الحمل تعتمد على ما يلي تفصيلاً:

1- شكل الجناح   2- زاوية الهجوم   3- كثافة الهواء

4- سرعة الهواء   5- مساحة الجناح

كما أسلفنا أيضاً أن الضغط الحركي = 1/2× كثافة الهواء × (السرعة)^2

$$P_D = 1/2\ \mathcal{D}\rho\ V^2$$

وبما أن قوة الحمل هي نتاج لنقصان في الضغط السكوني أعلى الجناح، فإنها إذن نتاج لزيادة الضغط الحركي أعلى الجناح (راجع الجزء الأول من هذا الفصل) وبما أن القوة هي نتاج للضغط الموزع على مساحة معينة فإن هذه القوة ستتناسب طردياً مع حاصل ضرب المساحة والضغط.

Lift α Dynamic pressure x Wing surface area

$\rightarrow L \; \alpha \; P_D \; x \; S$

$\rightarrow L \; \alpha \; 1/2 \, \mathcal{D}\rho \, V^2 \; x \; S$

ولكن قوة الحمل (Lift) لا تساوي حاصل ضرب الضغط في المساحة فقط، إذ أن C_L يلعب دوراً مهماً بدوره ممثلاً عن زاوية الهجوم. وبالتالي وعند إدخال C_L على المعادلة ينتج عندنا المعادلة النهائية لقوة الحمل (Lift).

معادلة قوة الحمل:

$$\textbf{Lift} = \tfrac{1}{2} \times \mathcal{D}\rho \times V^2 \times C_L \times S$$

حيث

$\mathcal{D}\rho$ = هي كثافة الهواء

V^2 = مربع سرعة الهواء (TAS)

C_L = معامل قوة الحمـل / دليل زاوية الهجوم

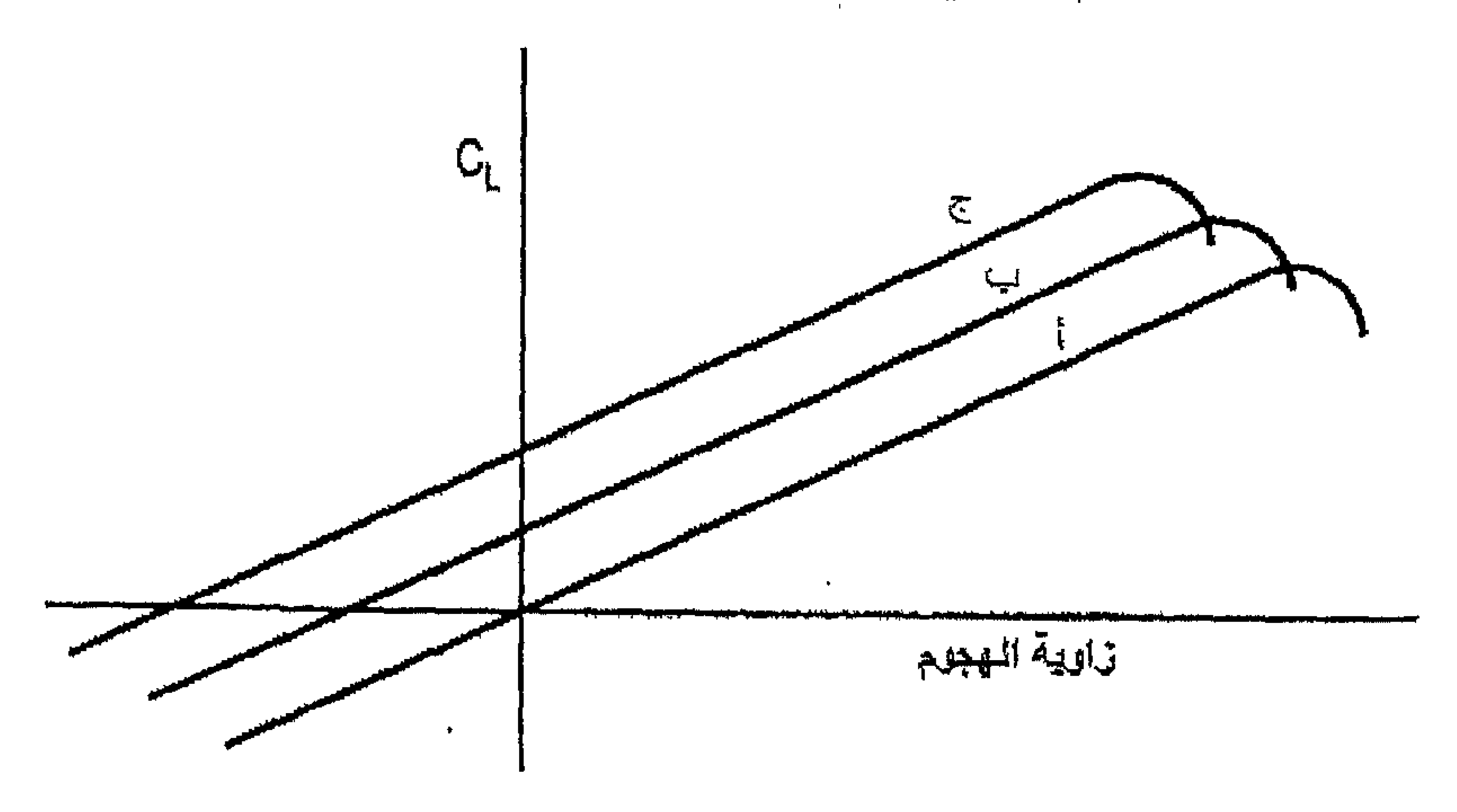
S = مساحة الجناح الكلية

علماً بأن وحدة قوة الحمل هي **النيوتن**

أيضاً لا بد لنا أن نذكر عدة من المتغيرات الأخرى التي تؤثر على قوة الحمل ولكن بصورة غير مباشرة، حيث أن هذه المتغيرات تؤثر في معامل قوة الحمل C_L والذي بدوره يتناسب طرديا مع قوة الحمل. هذه المتغيرات هي:

درجة تحدب الجناح (Effect of camber):

بالنظر الى الرسم البياني أدناه نجد مايلي:



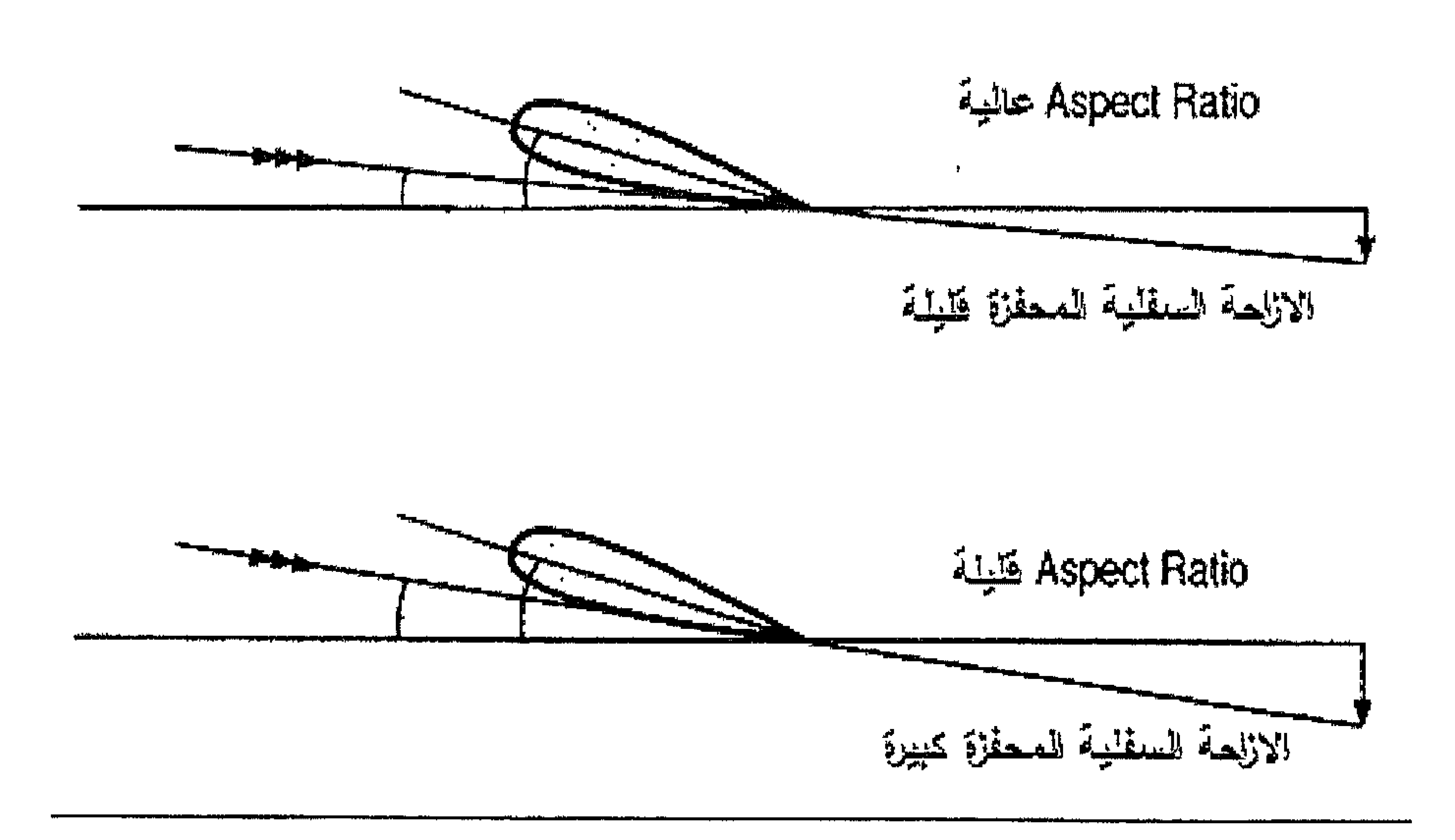
الشكل 31 – 5 تأثيردرجة تحدب الجناح على منحنى C_L و زاوية الهجوم

المنحنى (أ) يمثل جناحاً متماثلاً، وهذا يعني أنه عند زاوية هجوم (صفر) لا يوجد قوة حمل ولذلك فهو يقطع المحورين عند نقطة(0،0). أما المنحنى (ب) و(جـ) فيمثلان جناحين غير متماثلين، ولكن الجناح الممثل بالمحنى (جـ) ذو تحدب أعلى من ذلك لمنحنى (ب) ونجد أن له قوة حمل أعلى من الجناح (ب) ، حيث عند زاوية هجوم صفر يكون C_L له أعلى، ولكن لاحظ أن C_{LMax} له تكون عند زاوية هجوم أقل من المنحنى (ب) أو (أ). **إذن نستنتج أنه كلما زاد تحدب الجناح كلما كان C_L له أعلى وكانت قوة الحمل له أكبر ولكن سيحدث السقوط له (Stall) عند زوايا هجوم أقل من غيره أي أن زاوية الهجوم الحرجة له أقل من غيره.**

النسبة المعبرة عن الشكل (Aspect Ratio):

نتذكر من الفصل الثالث أن Aspect Ratio كلما زادت كلما كان الجناح أطول وأقل سمكاً، وكلما قلت كلما كان الجناح أعرض وأقل طولاً. وهذا بدوره مهم جداً عند التحدث عن C_L. حيث **كلما زادت Aspect Ratio كلما كانت الدوامات الهوائية الرأسية أقل وبالتالي فإن الازاحة السفلية المحفزة تقل، وهذا بدوره سيؤدي إلى الحد من النقص في زاوية الهجوم المؤثرة الناتجة.** **أي كلما زادت Aspect Ratio كلما زادت معها زاوية الهجوم المؤثرة.** لاحظ الشكل 32 – 5 وبما أن C_L هو تعبير آخر عن زاوية الهجوم فإن

$$C_L \quad \alpha \quad \text{Aspect Ratio}$$



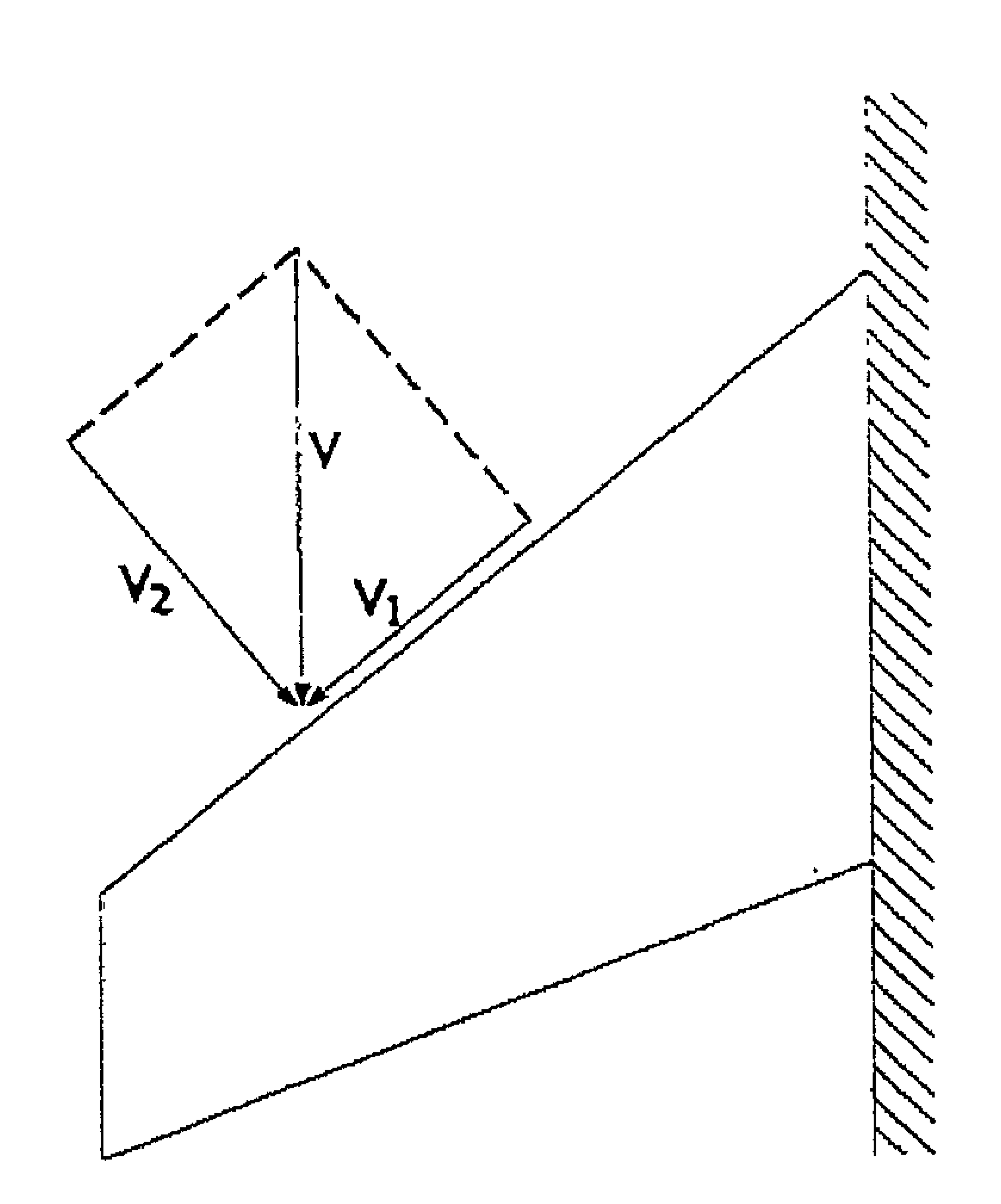
الشكل 32 – 5 تأثير الـ Aspect ratio على الازاحة السفلية المحفزة وزاوية الهجوم المؤثرة

ملاحظة

من المهم جداً هنا أن نذكر أن الزاوية الحرجة (C_{LMAX}) تقل مع زيادة Aspect ratio أي كلما زادت Aspect ratio كثيراً كلما سقط الجناح (Stall) عند زوايا هجومية أقل.

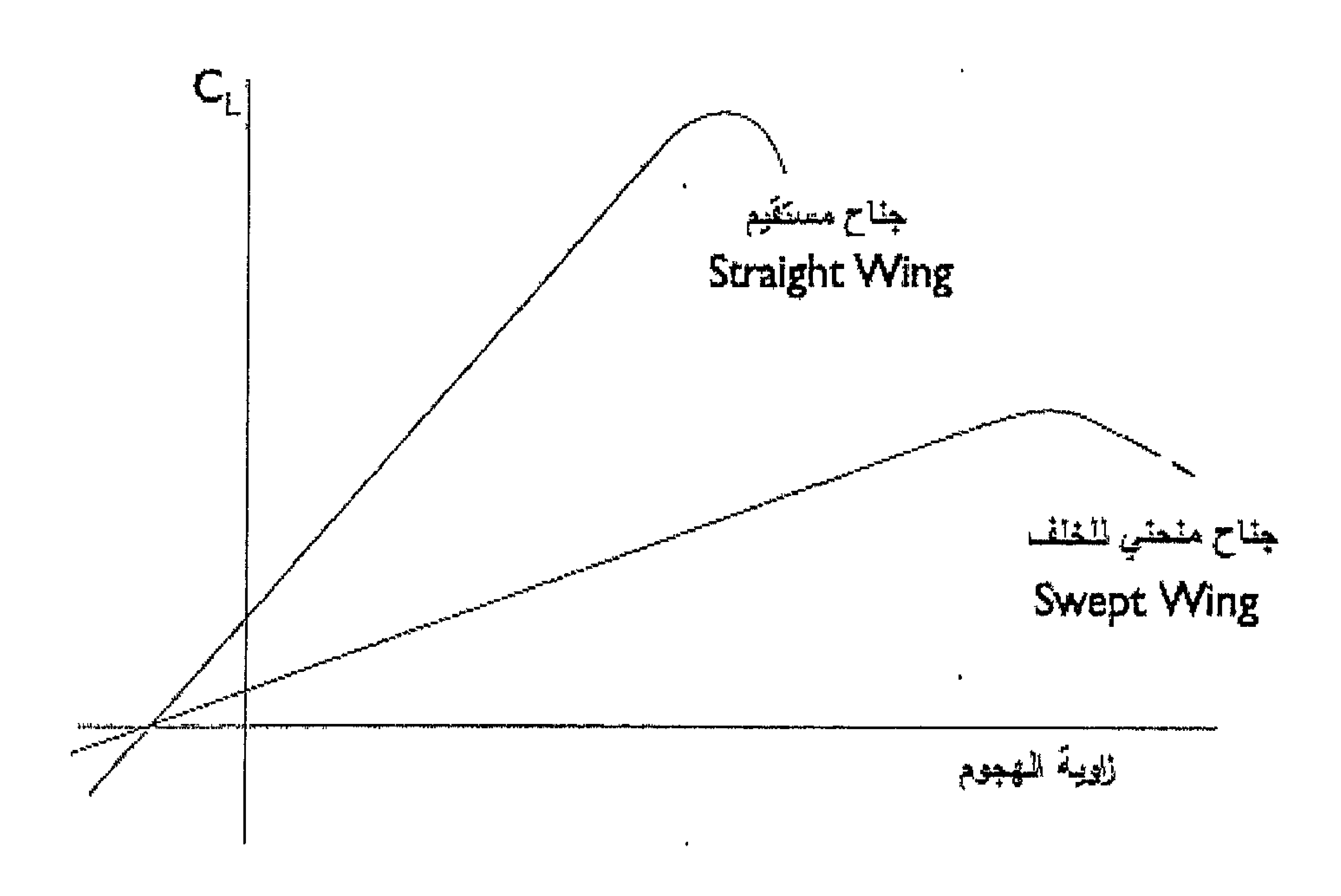
تأثير زاوية انحناء الجناح إلى الخلف (Effect of Angle of sweepback)

قوة الحمل تزيد بزيادة تيارات الهواء العمودية على الجناح فإذا كان الجناح منحنياً الى الخلف قلت التيارات الهوائية العمودية عليه كما في الشكل التالي:



الشكل 33 – 5 يتكون التيار الهوائي من مشتقه أفقية وأخرى عمودية على الجناح

حيث V هي محصلة التيارات الهوائية، V_2 تمثل التيار الهوائي العمودي على الجناح V_1 تمثل التيار الهوائي الموازي للجناح. **كما أن V_2 تقل كلما انحنى الجناح الى الخلف.** لاحظ الشكل التالي كيف يبين الفرق بين منحنى قوة الحمل للجناح بدون انحناء للخلف والآخر للجناح مع انحناء للخلف:

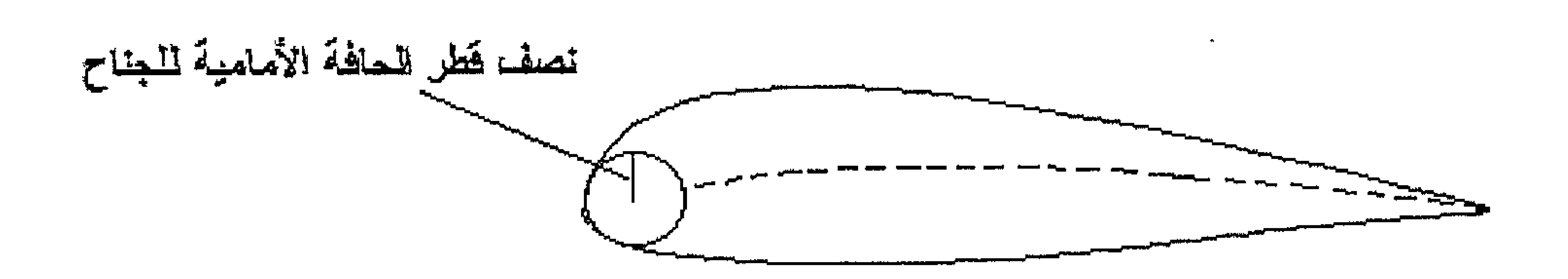


الشكل 35 – 5 الجناح المستقيم ينتج قوة حمل أعلى من الجناح المنحني للخلف ولكنه سرعان ما يصل إلى الزاوية الحرجة بصورة أسرع

تأثير نصف قطر الحافة الأمامية للجناح

(Effect of leading edge radius)

نصف قطر حافة مقدمة الجناح هو أكبر نصف قطر لدائرة وهمية يمكن رسمها على حافة مقدمة الجناح. يجدر بالذكر أنه كلما كانت نق لهذه الدائرة أكبر كلما كان التحدب أكثر وهذا يعني أن C_L أكبر.

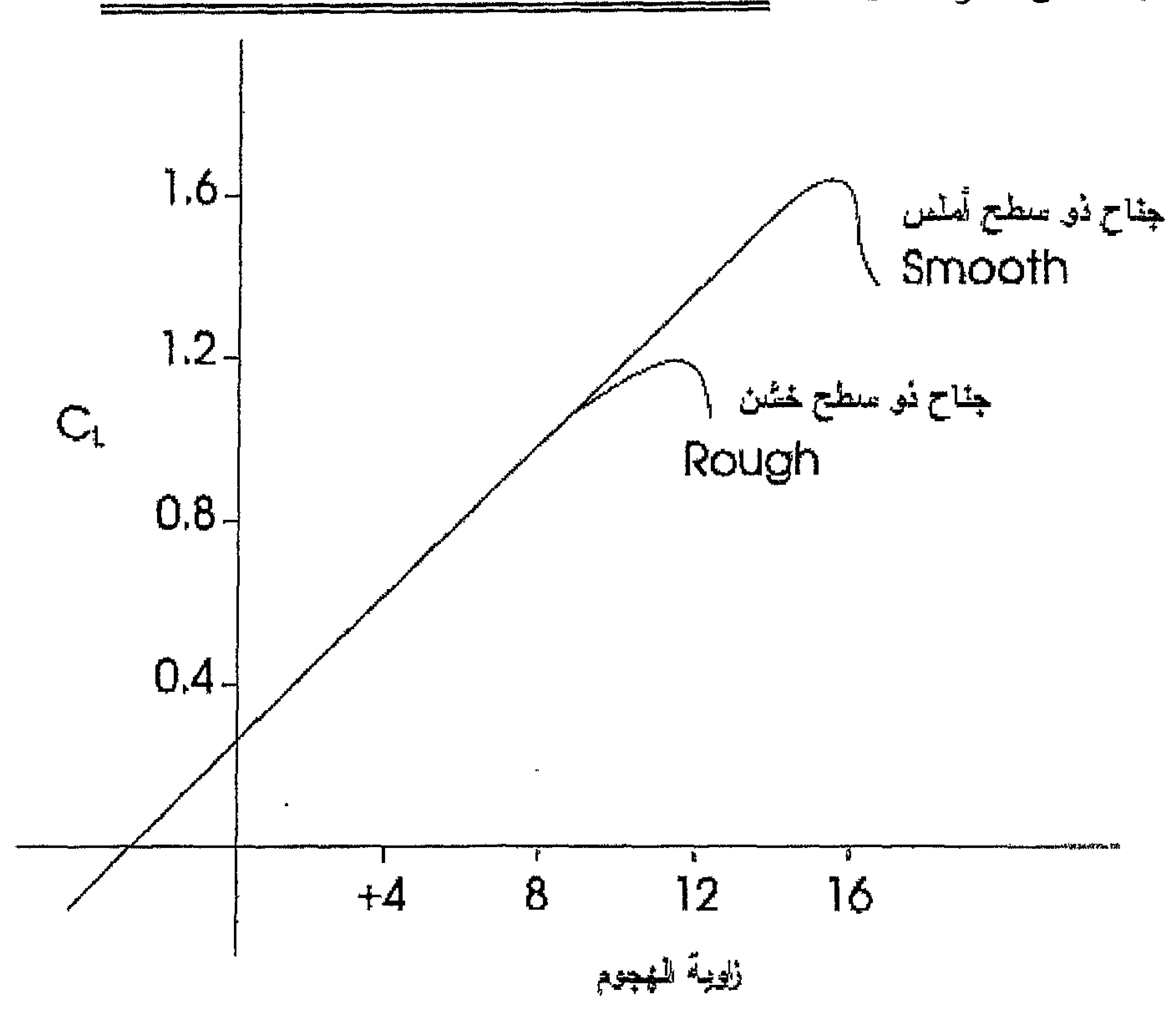


الشكل 36 – 5 نصف قطر حافة مقدمة الجناح

تأثير درجة خشونة مقدمة الجناح

:(Effect of leading edge Roughness)

الشكل التالي يوضح أنه كلما زادت نعومة مقدمة الجناح كلما كان تحرك الهواء إنسيابياً وكانت عملية إنتاج قوة الحمل سلسة أكثر. إذن درجة خشونة الجناح تتناسب عكسياً مع قوة الحمل و معاملها C_L.



الشكل 37 – 5 تأثير درجة خشونة الجناح على قوة الحمل

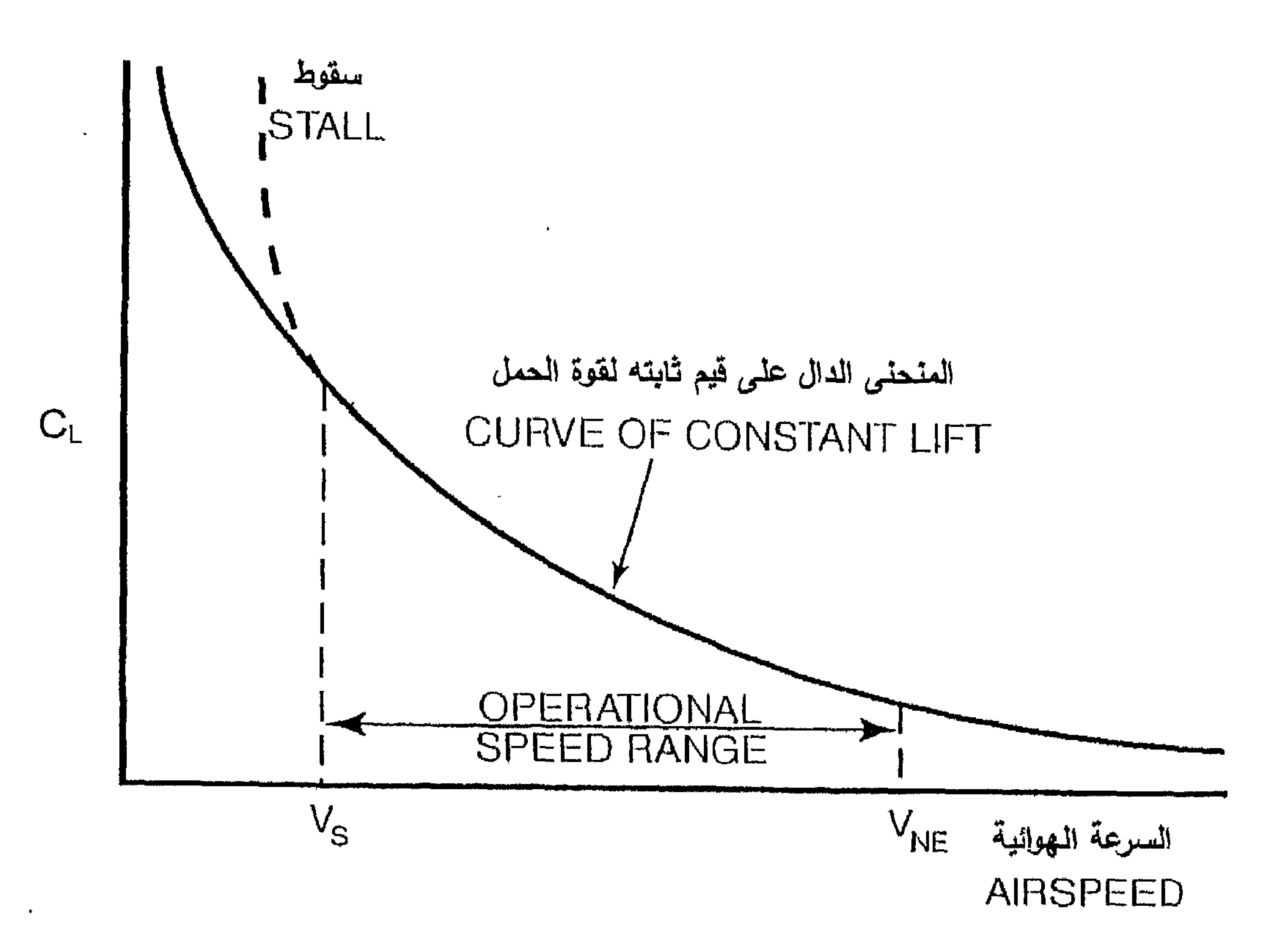
العلاقة بين زاوية الهجوم وسرعة الطائرة:

هذه من أهم العلاقات التي يجب النظر إليها ودراستها. الناظر في معادلة قوة الحمل:

$$\text{Lift} = \frac{1}{2} \times \mathcal{D}\rho \times V^2 \times C_L \times S$$

يجد أنه إذا **ثبتنا قيمة قوة الحمل (L) وثبتنا معها كثافة الهواء ومساحة الجناح الكلية، فإنه عند زيادة السرعة يجب ضمنياً إنقاص C_L وبالتالي إنقاص زاوية الهجوم** والعكس صحيح إذا زدنا زاوية الهجوم فلابد للسرعة أن تقل للمحافظة عى ثبات قيمة قوة الحمل.

الرسم البياني التالي يؤكد صحة هذه المعلومة؟



الشكل 38 – 5 العلاقة بين السرعة الهوائية وزاوية الهجوم ويمثلها C_L عند ثبات قوة الحمل

ملاحظة مهمة جداً: السقوط (Stall) يحدث نتيجة لإحدى حالتين، وهما

- إما الطيران بزاوية أعلى من الزاوية الحرجة (Critical Angle of Attack).
- وإما الطيران بسرعة أقل من سرعة السقوط (V_{Stall}).

ولكن هذين العاملين مرتبطين مع بعضهما برابطة وثيقة كما أسلفنا وهي عند زيادة السرعة فلابد للزاوية الهجومية أن تقل والعكس صحيح ولذلك نجد أن أحدهما تابع للآخر إلى حد ما وبعد التعمق أكثر فأكثر فإن السقوط يحدث بصورة مباشرة بسبب الطيران بزاوية هجوم أعلى من الزاوية الحرجة وبصورة غير مباشرة عند الطيران بسرعة أقل من (V_s).

الفصل السادس

قوة المقاومة

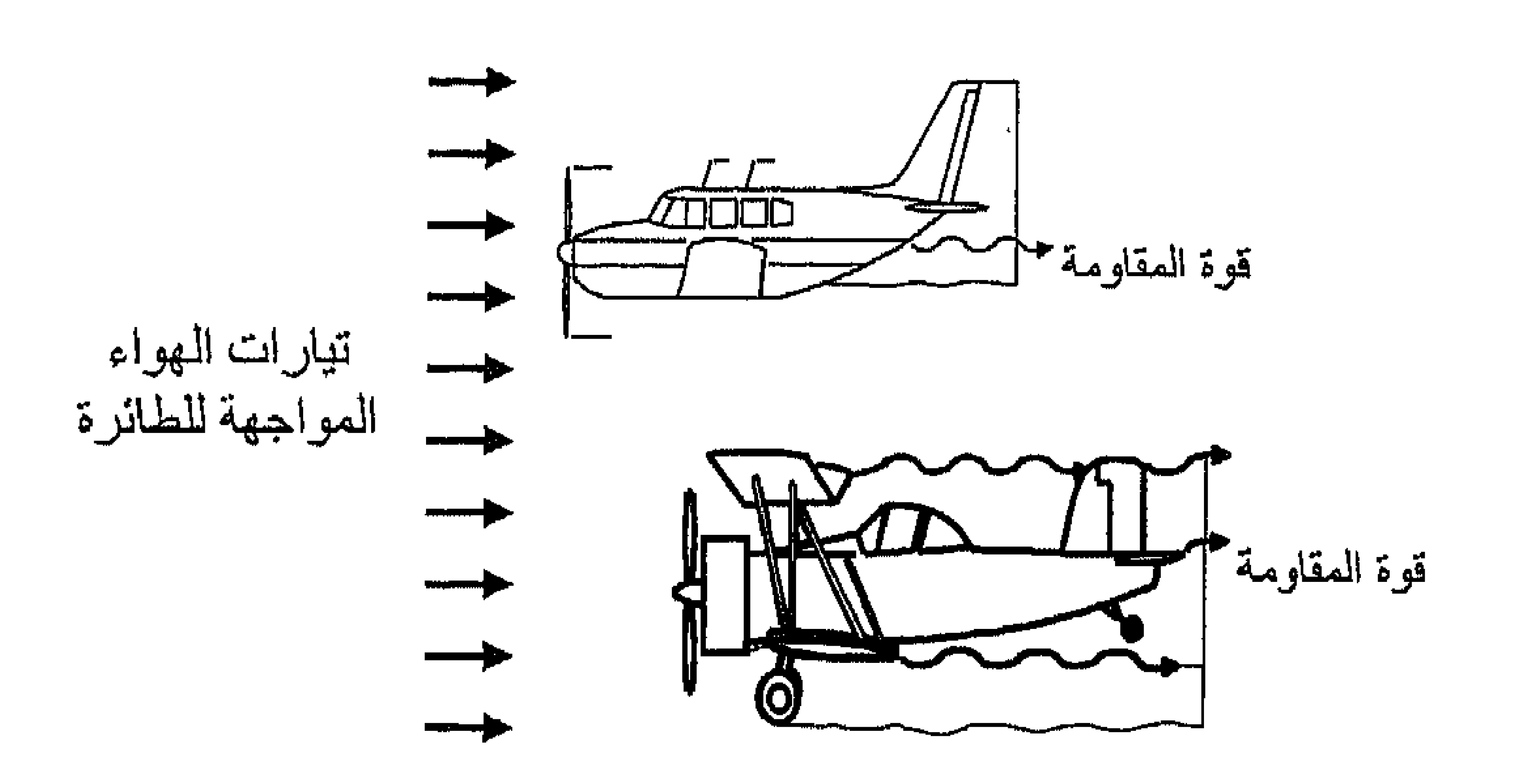
Drag

الفصل السادس

قوة السحب / مقاومة الهواء (Drag)

تؤثر على الطائرة حين تحليقها في الهواء أربع قوىً أساسية هي قوة الحمل ويقابلها الوزن، وقوة دفع المحرك ويقابلها مقاومة الهواء (قوة السحب للخلف) في هذا الفصل سنمر على تفاصيل مقاومة الهواء للطائرة، فالطائرة بأجزائها جميعاً بما فيها المحركات تتعرض لمقاومة الهواء التي تدفع في الاتجاه المقابل لحركة الطائرة.

هذه المقاومة تقع في أعلى درجات الاهتمام عند تصميم الطائرات ذلك أن الطائرة التي لها أقل درجة من مقاومة الهواء تكون اقتصادية أكثر، وكلما زادت المقاومة كلما زادت الحاجة لقوة دفع أكثر



الشكل 1 – 6 مقاومة الهواء تكون بصورة معاكسة لحركة الطائرة في الهواء

عندما نتكلم عن مقاومة الهواء نتكلم عن شكلين أساسيين هما،

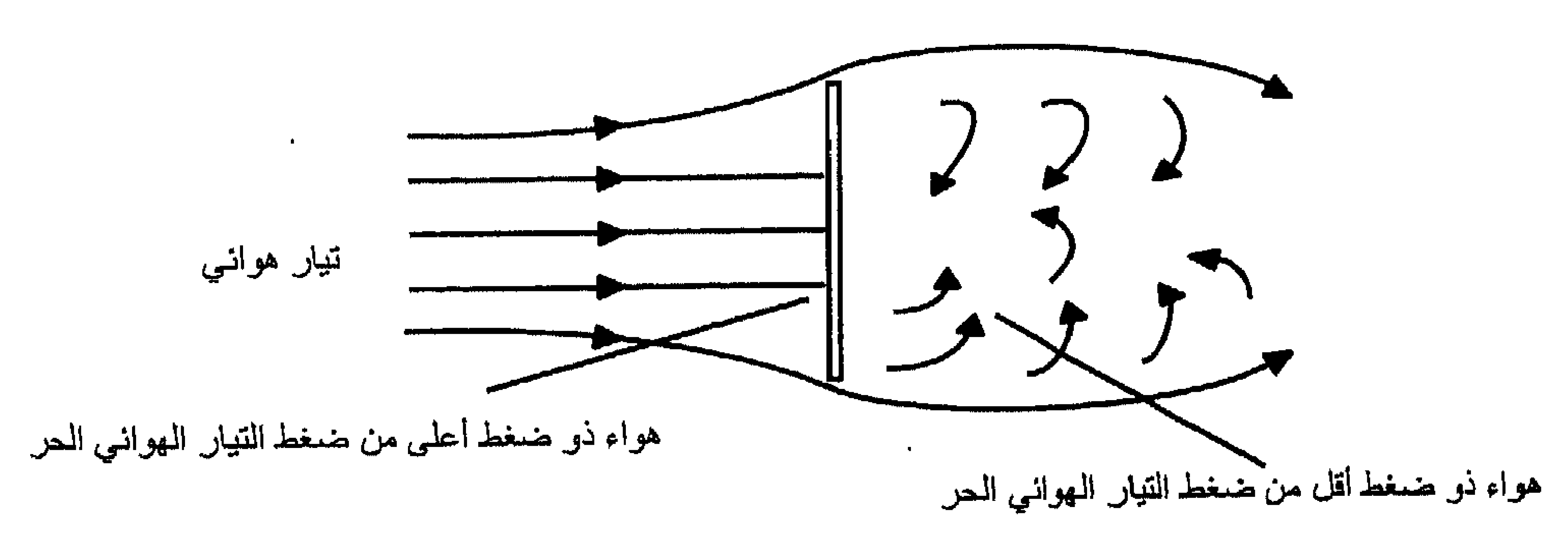
1. **مقاومة الهواء لجسم وأجزاء الطائرة (Parasite drag).**
2. **مقاومة الهواء المحفزة (Induced drag).**

كما أن مقاومة الهواء لجسم وأجزاء الطائرة **(Parasite drag)** تنقسم إلى:

1. المقاومة لهيئة الطائرة وشكلها (Form drag).
2. المقاومة الناتجة عن احتكاك أجزاء الطائرة مع الهواء (skin friction drag).
3. المقاومة المتداخلة عن كلا النوعين السابقين (Interference drag).

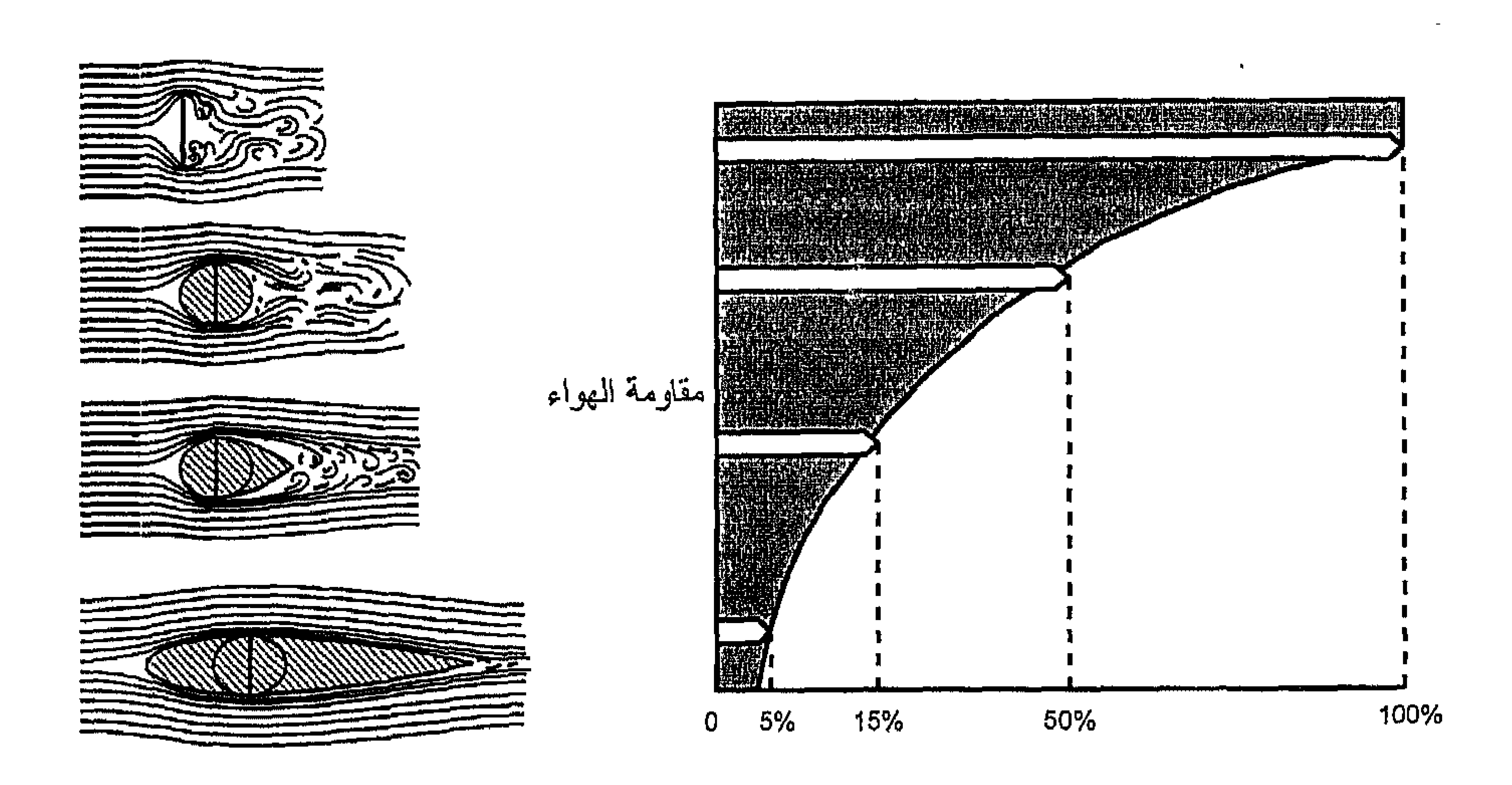
مقاومة الهواء الناتجة عن شكل وهيئة الطائرة (Form drag).

ينتج هذا النوع من المقاومة عندما تعبر تيارات الهواء المنتظمة حول جسم الطائرة فيؤدي ذلك الى انقسامها أو تثبيتها وتحويلها إلى تيارات هوائية مضطربة. مثال على ذلك إذا وضعنا حاجزاً أمام تيار هوائي منتظم كما في الشكل التالي فإن الناتج هو تيارات هوائية مضطربة وذات ضغط أقل من ذلك للتيار الهوائي الحر.



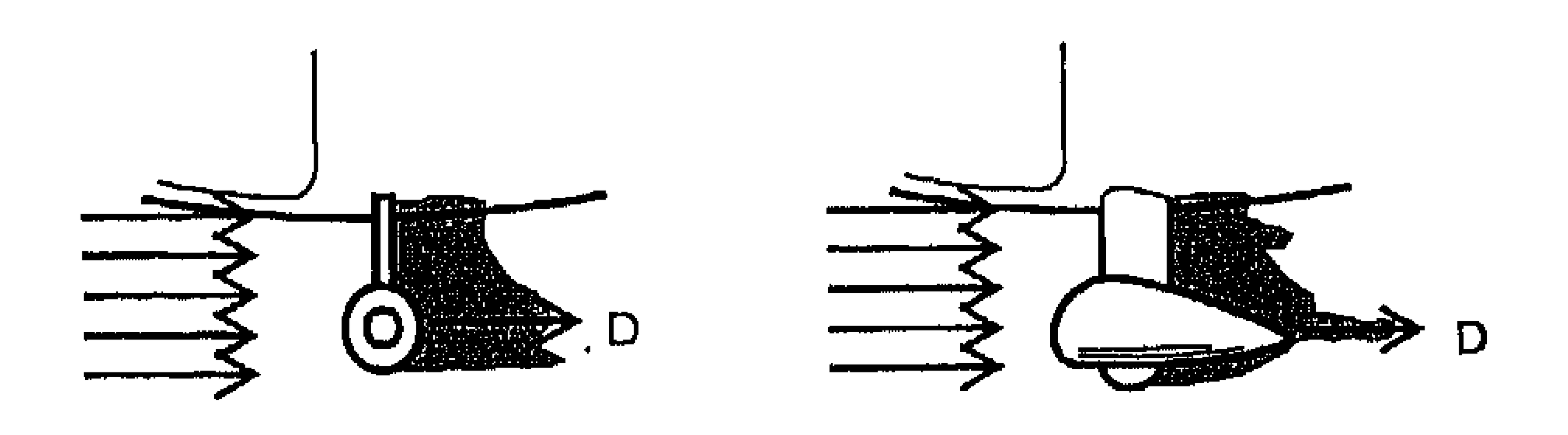
الشكل 2 – 6 مقاومة الهواء الناتجة من الشكل

وبالتالي يكون الضغط أعلى من أمام الحاجز وأقل من خلفه وهذا يؤدي بدوره الى ما يشابه الشفط وحدوث دوامات هوائية، وكلما كان انقسام التيار الهوائي أسرع كلما كانت مقاومة الهوء أكبر، وبالتالي عند تصميم الطائرات يختار المصممون الشكل الذي يقلل من عملية انقسام التيار الهوائي الى أقل صورة ممكنة. الشكل 3 – 6 يبين الفرق بين أشكال مختلفة وكيفية تأثيرها على تيارات الهواء. لاحظ أن شكل جناح الطائرة هو الأفضل بينها جميعاً.



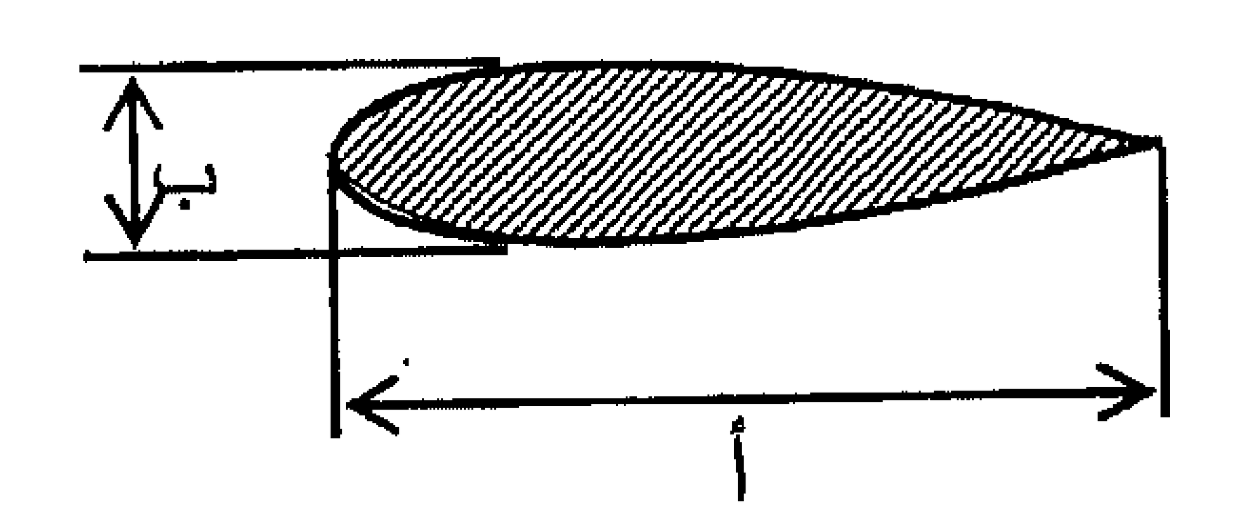
الشكل 3 – 6 جناح الطائرة هو ذو أقل مقاومة هواء ممكنه

وكمثال على ذلك أيضاً فإن الطائرات صغيرة الحجم التي تستخدم نظام عجلات ثابت، يتم إضافة قطعة مغزلية الشكل أعلى العجلات للتقليل من مقاومة الهواء لها.



الشكل 4 – 6 استخدام غطاء انسيابي الشكل فوق العجلات للتقليل من مقاومة الهواء

يجدر الذكر هنا أن نسبة دقة الجناح (Fineness ratio) لها علاقة وثيقة مع (Form drag)، وعادة ما تكون هذه النسبة تتراوح من 3 إلى 4 للطائرات التي تسير بسرعة أقل من سرعة الصوت كما أسلفنا سابقاً، وكلما قلت هذه النسبة كلما كان الـ Form drag أعلى والعكس صحيح. (راجع الفصل الثالث)

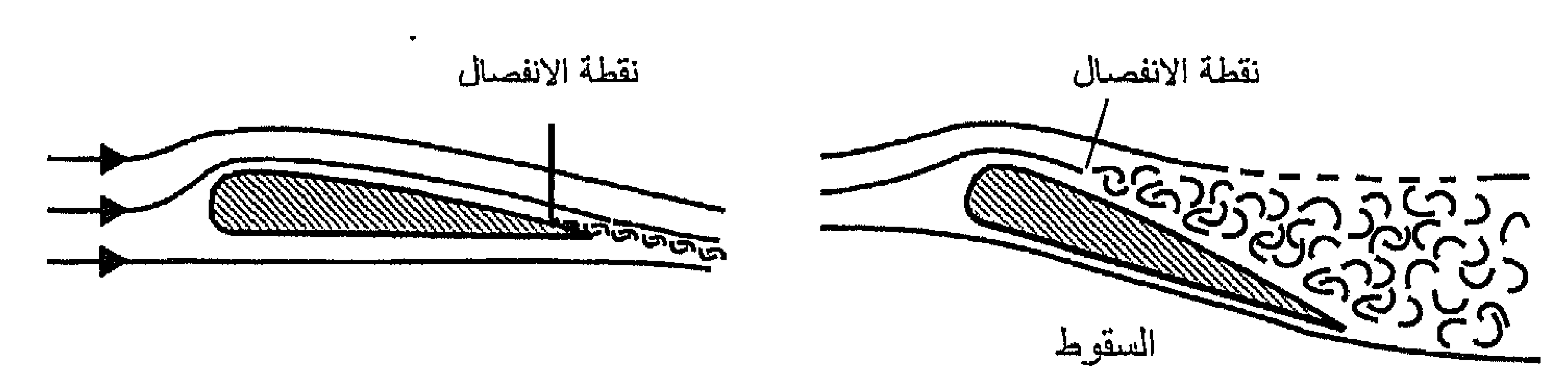


الشكل 4 – 6 نسبة دقة الجناح = أ\ب

ولا ننسى أيضاً عملية السقوط للجناح (Stall) عند التحدث عن Form drag فالسقوط (stall) هو نوع من أنواع الـ Form drag حيث أن

نقطة انقسام أو انفصال تدفق التيار الهوائي على السطح العلوي للجناح تكون أقرب ما يكون من الحافة الخلفية للجناح في الظروف الاعتيادية، ولكن كلما زادت زاوية الهجوم كلما تحركت نقطة الانفصال الى الأمام باتجاه حافة مقدمة

الجناح حتى تصل إلى مرحلة ينفصل فيها التيار سريعاً محدثاً سقوط الجناح (Stall) ويكون ذلك بعد الوصول إلى الزاوية الحرجة كما أسلفنا سابقاً في الفصل الخامس، سيتم شرح السقوط (Stall) بصورة أكبر في الفصول القادمة إن شاء الله.



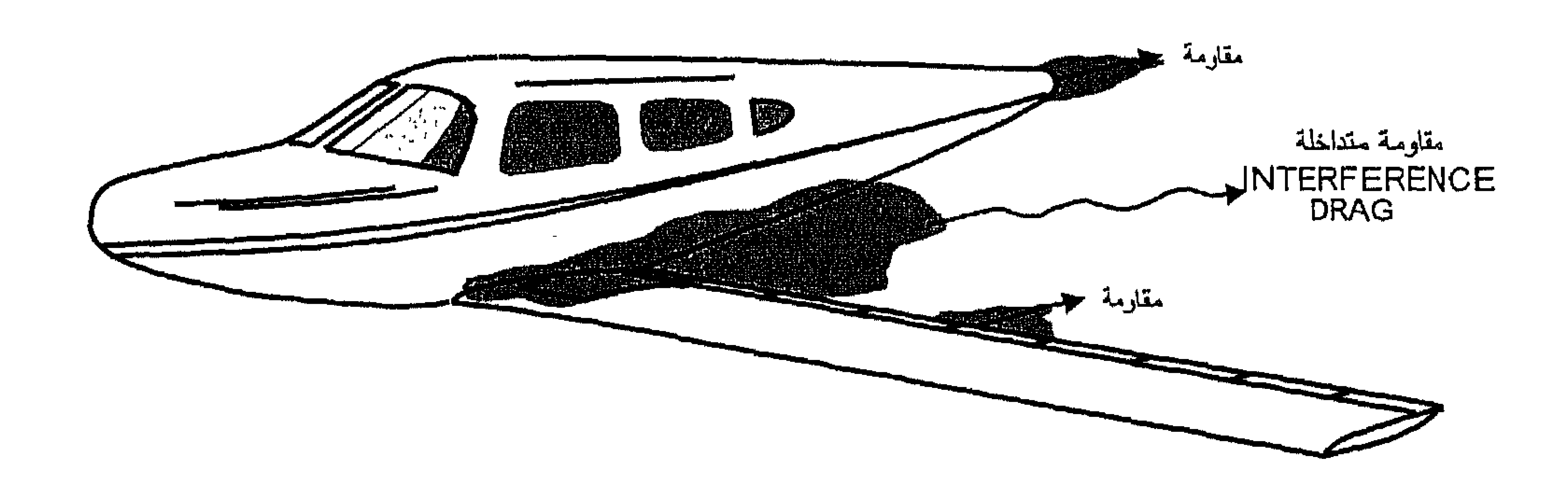
الشكل 5 – 6 سقوط الجناح هو شكل من أشكال Form Drag

مقاومة الهواء الناتجة عن احتكاك الهواء بجسم الطائرة (skin fiction drag).

وهذا النوع من المقاومة واضح من اسمه، فهو ناتج عن احتكاك جزيئات الهواء بسطح الطائرة وكلما زادت خشونة ذلك السطح كلما زادت مقاومة الهواء له والعكس صحيح. من الجدير بالذكر هنا أن الهواء له خاصية اللزوجة كما هي للسوائل، وكلما زادت لزوجة الهواء كلما زادت مقاومته وقد تزيد لزوجة الهواء بزيادة كثافته والتي بدورها تتاثر بعوامل عدة كما ذكرنا سابقاً.

المقاومة المتداخلة عن كلا النوعين السابقين .(Interference drag)

وهي المقاومة الناتجة عن جميع أجزاء الطائرة مع بعضها البعض، فمثلاً الجناح له مقاومة وجسم الطائرة له مقاومة، ولكن عند جمع الجناح بالطائرة فإن هناك مقاومة عند نقطة التقائهما قد تكون أكبر من مقاومة كل واحد على حدى، هذه المقاومة تسمى المقاومة المتداخلة (Interference drag)



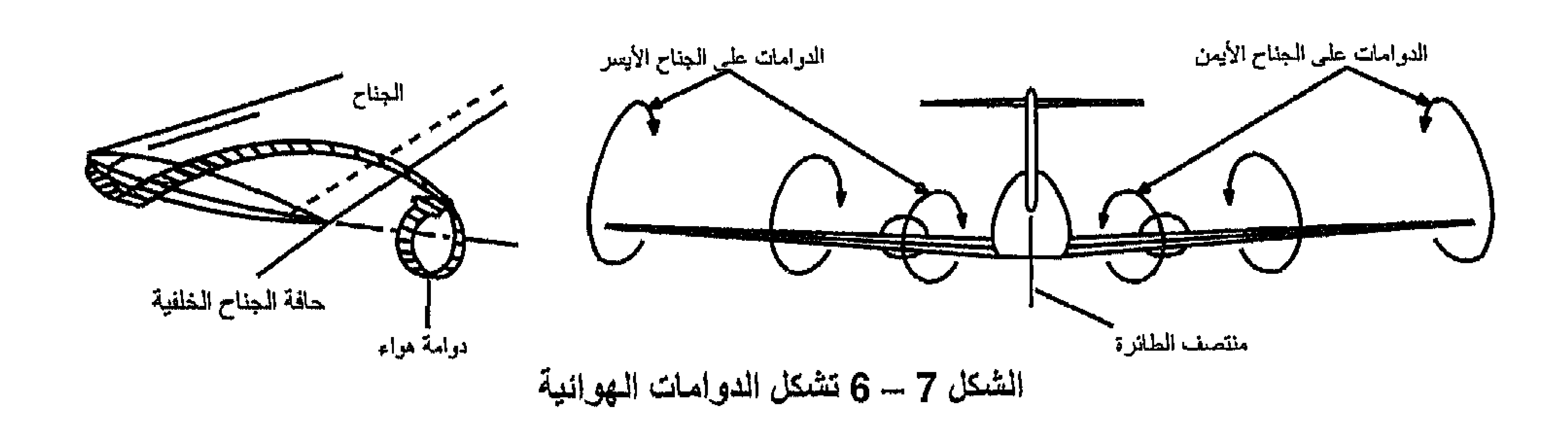
الشكل 6 – 6 المقاومة المتداخلة

هذا النوع من المقاومة يظهر نتيجة لاختلاف قيم الضغط الكبيرة عند تقاطع الجناح مع جسم الطائرة، وهذا يؤدي إلى انفصال التيار الهوائي عن سطح أجزاء الطائرة عند التقاطع مكوناً تياراً هوائياً مضطرباً خلف الطائرة .(Turbulent wake)

أثر مقاومة الهواء الناتجة هنا كبير عند سرعات طيران عالية، ولذلك يقوم المهندسون بتصميم الطائرات بإضافة ألواح معدنية ذات اشكال مغزلية عند التقاء الجناح بجسم الطائرة وذلك للحد من انفصال تيار الهواء وزيادة المقاومة.

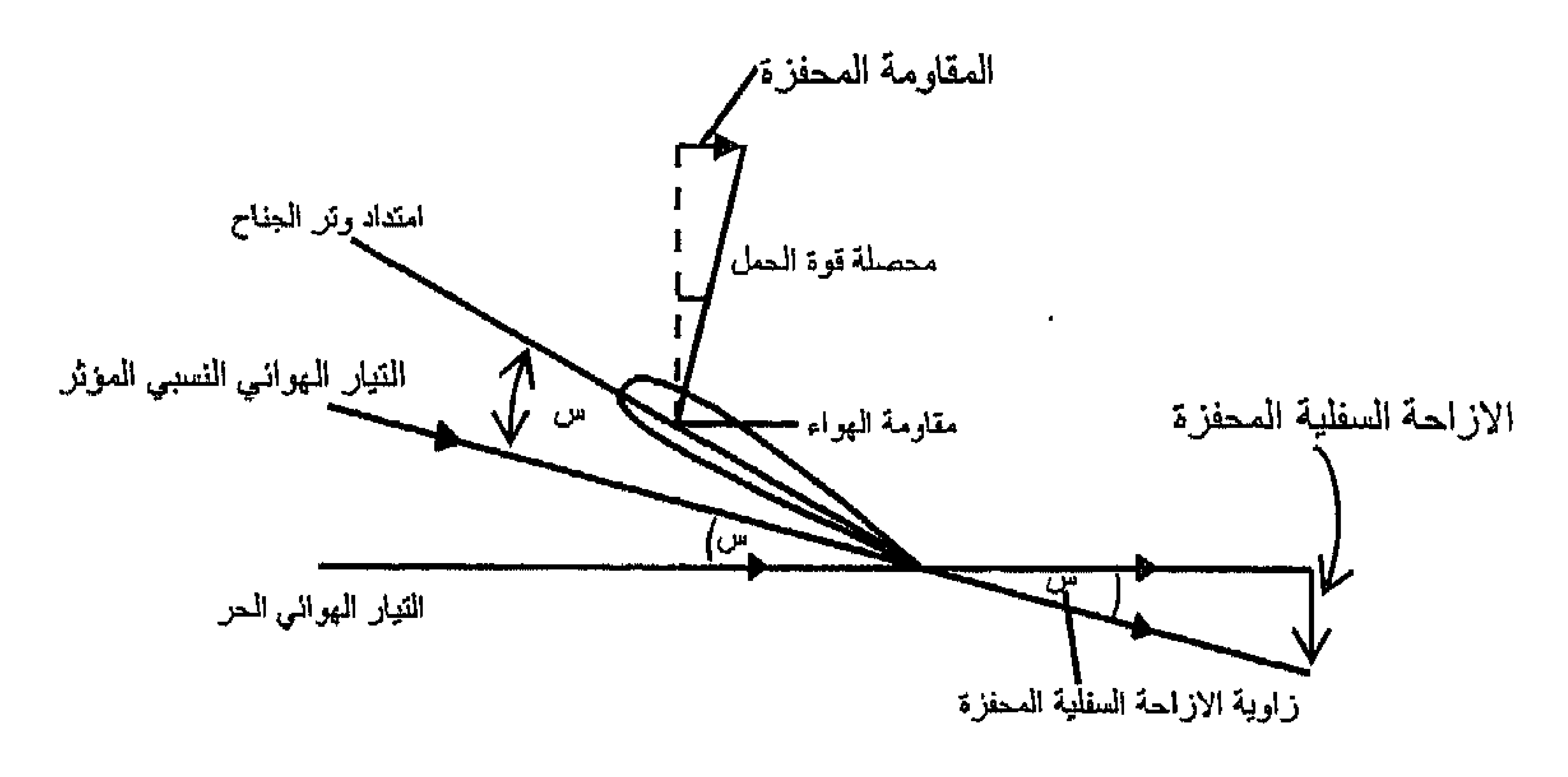
مقاومة الهواء المحفزة (Induced Drag):

كما ذكرنا في الفصل الخامس، فإن انتاج قوة الحمل من الجناح يصاحبه انتاج لدوامات الهواء عند رأس الجناح وامتداداً حتى قاعدته، وقلنا أيضاً إن الدوامات الأكثر تأثيراً هي تلك الموجودة عند رأس الجناح. الشكل 7 – 6.



الشكل 7 – 6 تشكل الدوامات الهوائية

وكما أسلفنا سابقاً أيضاً في الفصل الخامس، فإن هذه الدوامات تؤدي الى الازاحة السفلية المحفزة والتي بدورها تؤدي إلى انحناء التيار الهوائي المؤثر إلى الأعلى جاعلاً قوة الحمل تنحني إلى الخلف بزاوية تساوي زاوية الازاحة الخلفية المحفزة. وعند ذلك يكون لهذه المحصلة مكون عمودي وهو قوة الحمل المؤثرة، ومكون أفقي وهو مقاومة الهواء المحفزة (Induced Drag).



الشكل 8 – 6 تأثير الازاحة السفلية المحفزة على قوة المقاومة المحفزة

هنا يجدر بالذكر أنه كلما زاد حجم دوامات الهواء كلما زادت الازاحة السفلية المحفزة وكلما زادت معها مقاومة الهواء المحفزة.

ونذكر هنا أيضاً المعادلة التي يتم حساب مقاومة الهواء المحفزة من خلالها وهي:

$$\text{Induced drag} = 1/2\ \mathcal{D}_\rho V^2 C_{Di} S$$

حيث:

$\mathcal{D}_\rho$: كثافة الهواء

V: السرعة

C_{Di}: معامل مقاومة الهواء المحفزة

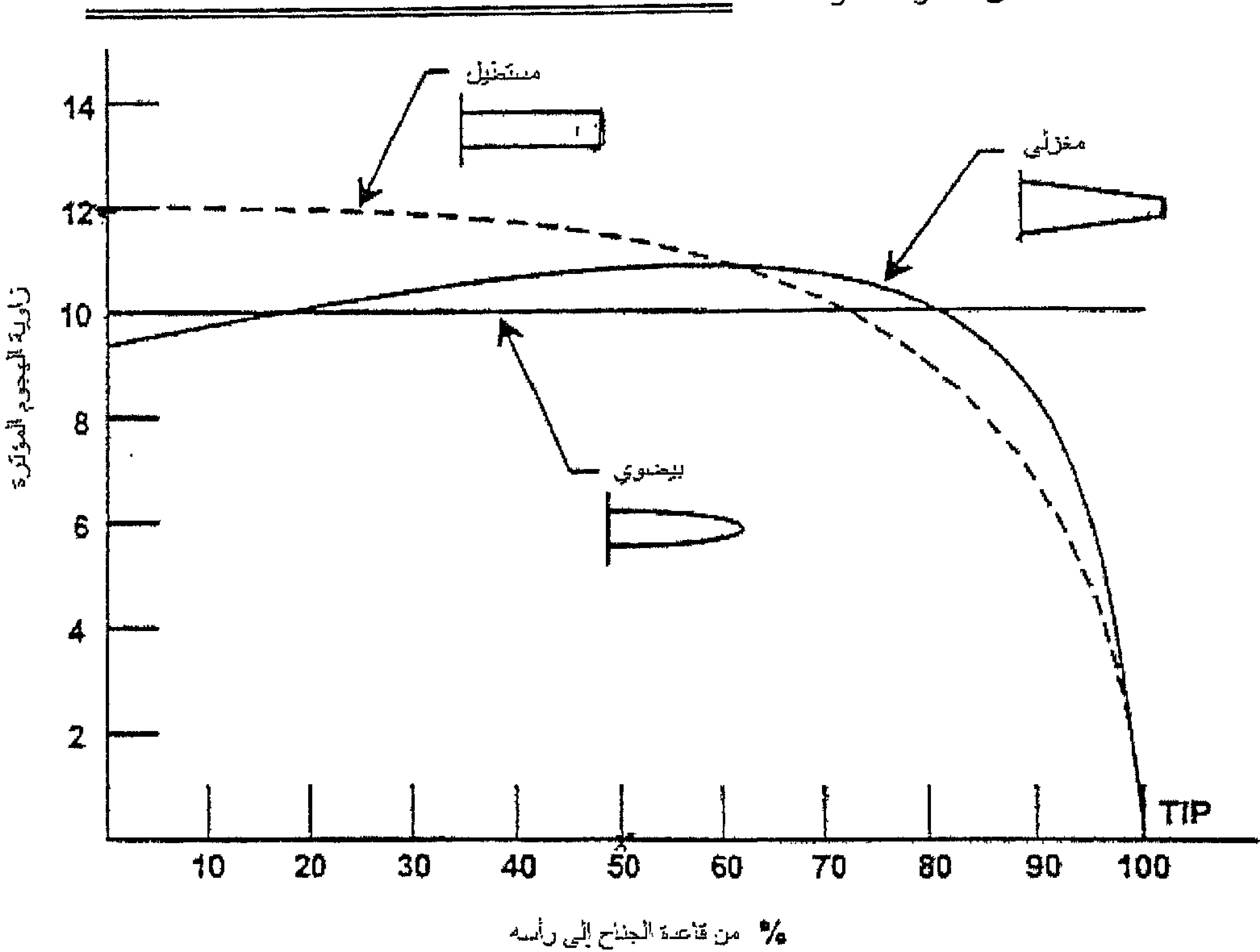
S: مساحة الجناح الكلية

العوامل المؤثرة في مقاومة الهواء المحفزة

تأثير شكل الجناح

يعتبر شكل الجناح من أهم العوامل المؤثرة على مقاومة الهواء المحفزة، عند النظر إلى الشكل التالي نلاحظ أن حجم دوامات الهواء يتناسب طردياً مع طول الوتر. وكما علمنا سابقاً فإن زاوية الهجوم المؤثرة تقل كلما زاد حجم دوامات الهواء.

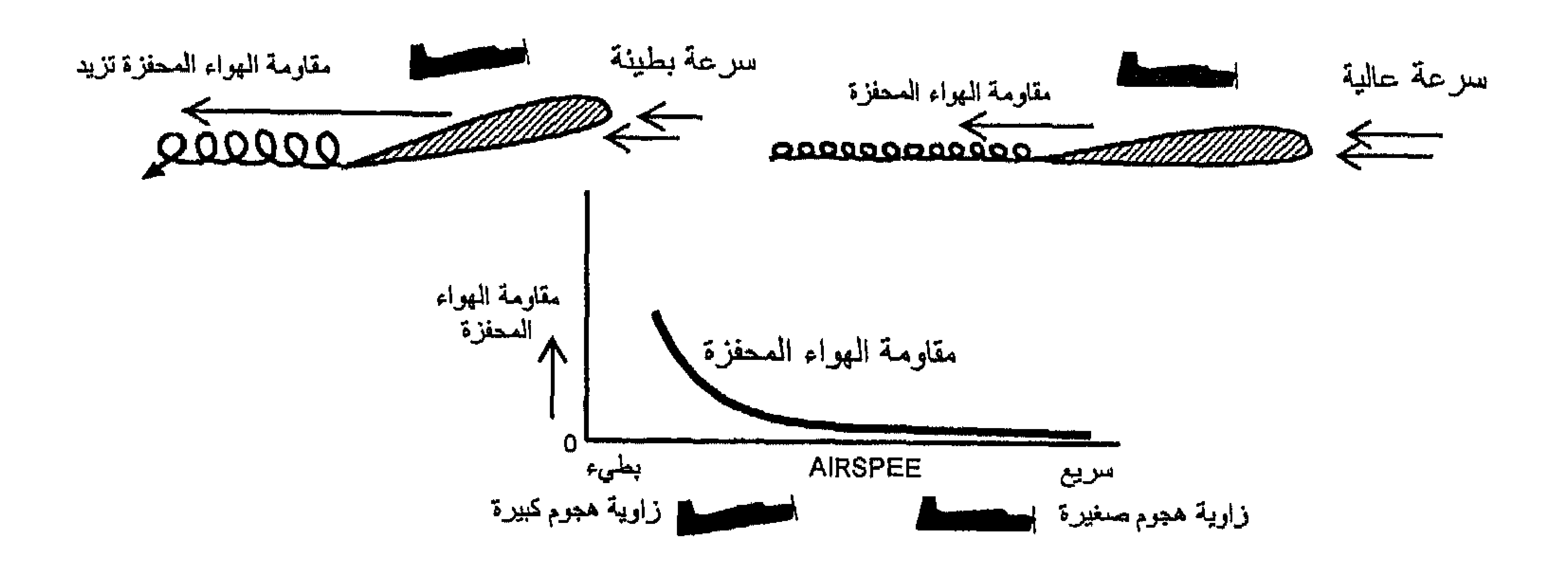
واضح جداً أن الشكل المستطيل ينتج دوامات هواء عند رأس الجناح أكثر من الشكل المغزلي، وذلك لأن طول الوتر عند رأس الجناح المستطيل أكبر من طول الوتر عند رأس الجناح المغزلي، أما بالنسبة للجناح ذو الشكل البيضوي فهو أكثر الأشكال فعالية لأن الازاحة السفلية المحفزة تبقى ثابتةً على طول مدى الجناح معطية أقل قيم لمقاومة الهواء المحفزة.



الشكل 9 – 6 تغير قيم زاوية الهجوم المؤثرة كلما اتجهنا من قاعدة الجناح إلى رأسه

هذا ويجدر بالذكر بأن مصممي الطائرات لا يحبذون استخدام الأجنحة ذات الشكل البيضوي نظراً لضعف بنيتها مقارنةً بالأشكال الأخرى.

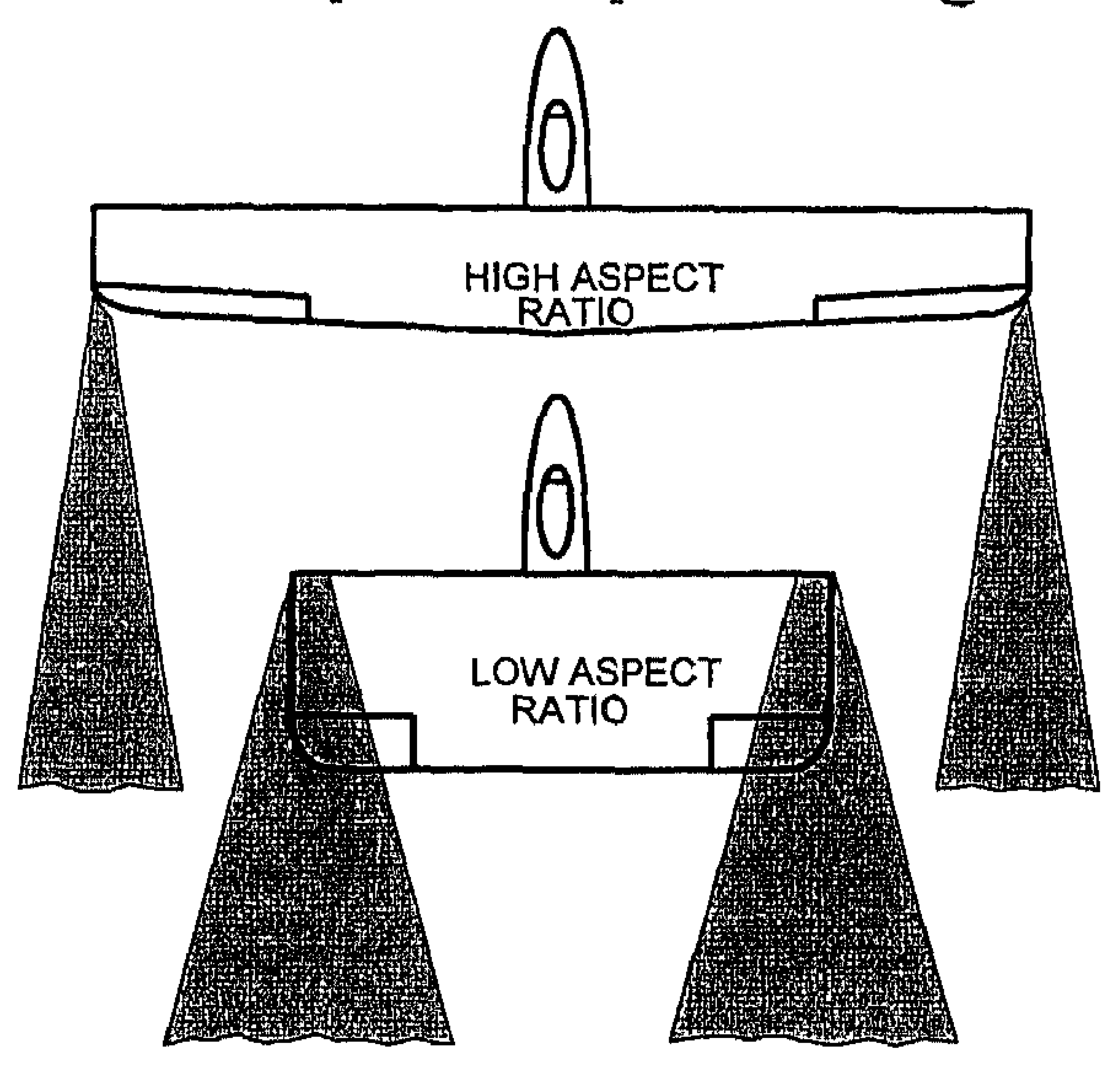
وبالاستعاضة عن الشكل البيضوي فإن الشكل المغزلي (Tappered) يمثل المركز الأول في تصاميم الطائرات حالياً، ولكن يتم عمل بعض التعديلات عليه مثل زيادة طول مدى الجناح، ويكون بالتواءٍ متغير من قاعدته الى رأسه جاعلاً زاوية الهجوم أعلى ما يكون عند قاعدته وأقل ما يمكن عند رأسه وذلك لتقليل الدوامات الهوائية بصورة كبيرة عند الرأس.



الشكل 11 – 6 أثر السرعة على مقاومة الهواء المحفزة

أثر النسبة الدالة على شكل الجناح Aspect Ratio

وجدنا أن أحد الطرق لتقليل مقاومة الهواء المحفزة هي بزيادة مدى الجناح وتقصير وتر الجناح وبما أن الـ Aspect ratio = المدى \ الوتر، فإنها تتناسب عكسياً مع مقاومة الجناح المحفزة كما في الشكل التالي:



الشكل 10 – 6 كلما قلت الـ Aspect ratio كلما زادت مقاومة الهواء المحفزة

أثر السرعة على مقاومة الهواء المحفزة

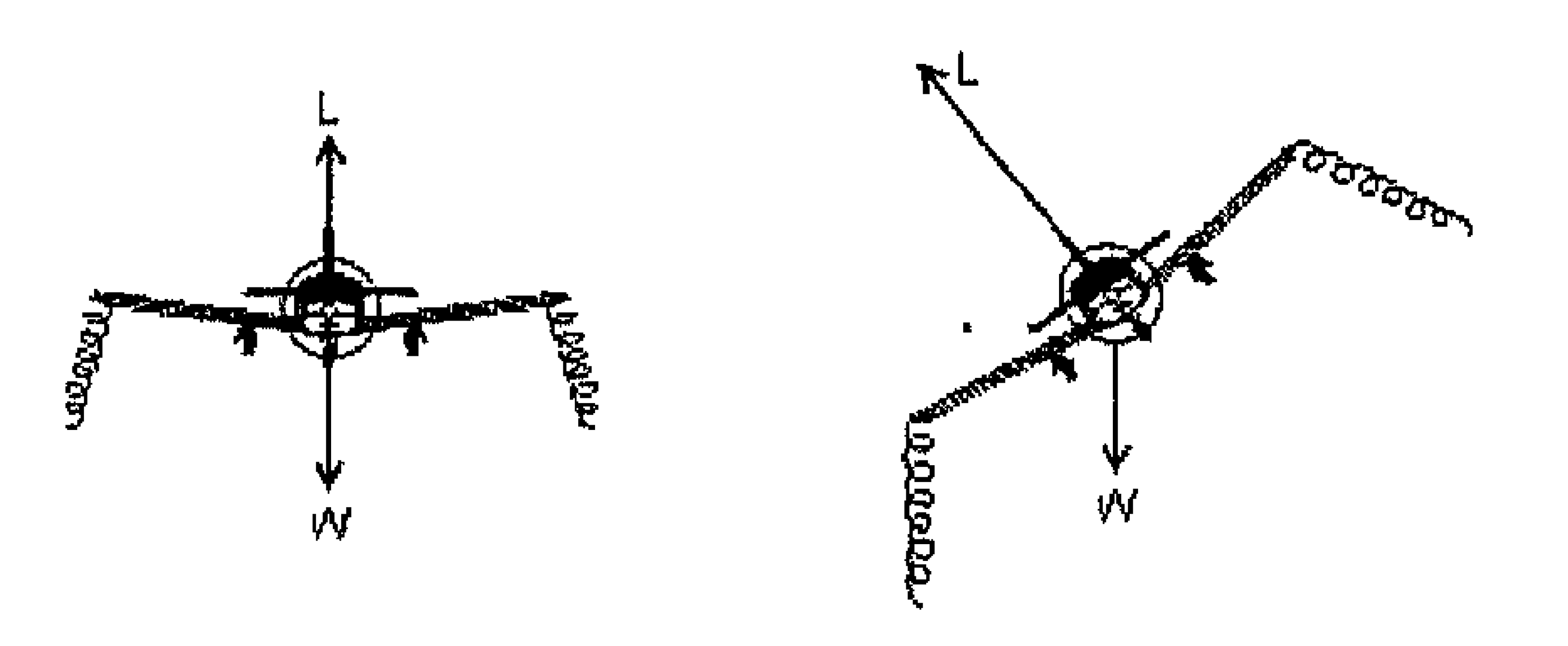
في الحقيقة عند النظرة الأولى في معادلة مقاومة الهواء المحفزة نعتقد أن مقاومة الهواء المحفزة تزيد بزيادة السرعة، ولكن ذلك صحيحٌ جزئياً وهو عند تثبيت قيمة زاوية الهجوم والتي يعبر عنها هنا معامل مقاومة الهواء المحفزة.

أما في الناحية العملية فإن زيادة السرعة يرافقه حتمياً إنقاص لزاوية الهجوم عند المحافظة على قيمة ثابته لقوة الحمل يعني تقليل كمية الفرق في الضغط بين أعلى رأس الجناح وأسفله وبالتالي تقليل الدوامات الهوائية إلى أقل حد ممكن وهذا يعني أن مقاومة الهواء المحفزة تقل ولا تزيد.

تأثير قوة الحمل وقوة الوزن

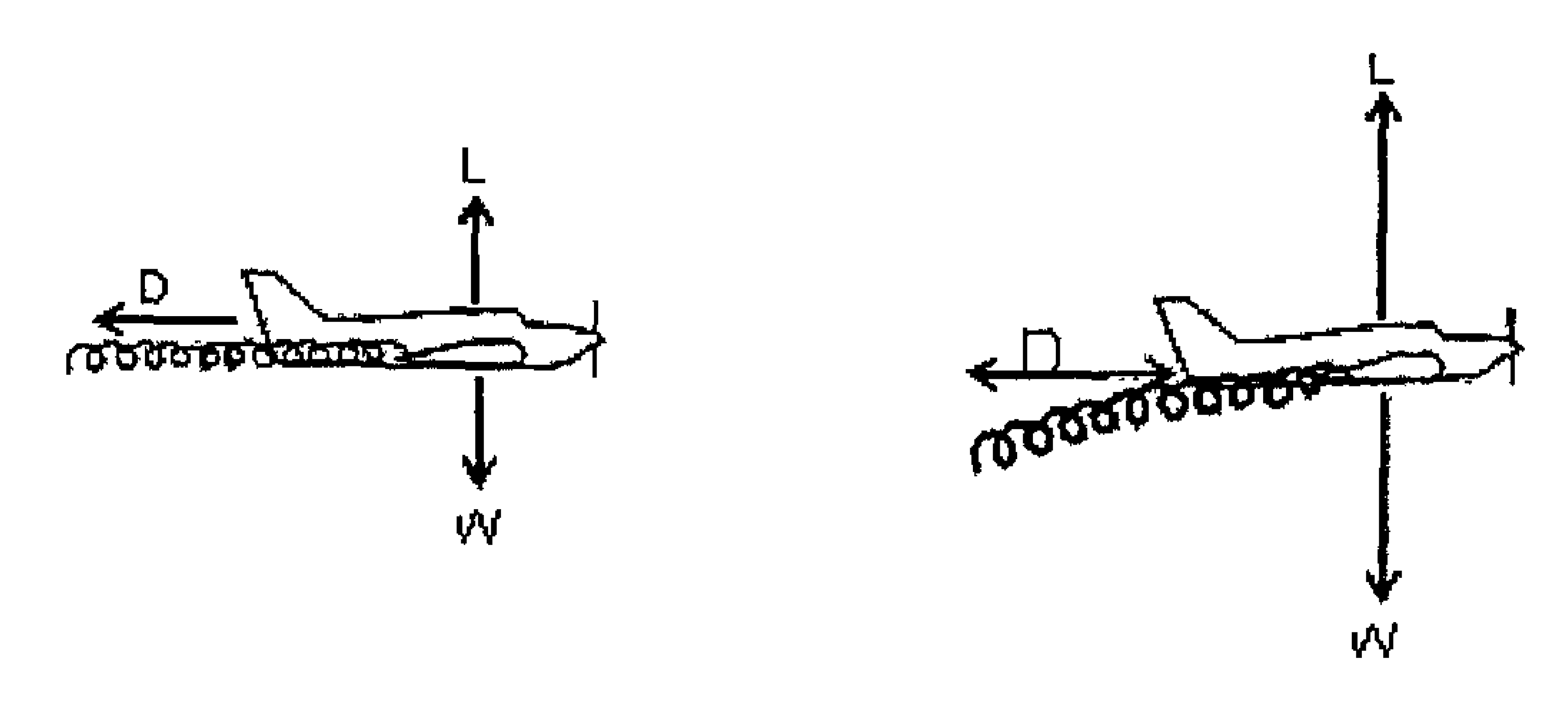
وجدنا أن مقاومة الهواء المحفزة هي ناتج من منتجات قوة الحمل إذن كلما زادت قوة الحمل بزيادة زاوية الهجوم كلما زادت معها مقاومة الهواء المحفزة. أيضاً عند زيادة الوزن للطائرة فإننا نحتاج الى قوة حمل أكبر وبالتالي ستزيد مقاومة الهواء المحفزة أي بصورة غير مباشرة تؤدي زيادة الوزن إلى زيادة المقاومة.

أيضاً فإن القيام بمناورات الطيران مثل الإلتفاف يؤدي الى زيادة الوزن (سنقوم تفصيل ذلك في الفصول القادمة إن شاء الله) وهذا يؤدي الى زيادة مقاومة الهواء المحفزة.



طائرتان بنفس السرعة ولكن اليمنى تقوم بالالتفاف وهي بحاجة إلى قوة حمل أكبر

الشكل 12 – 6 الزيادة المطلوبة في قوة الحمل عند الالتفاف تؤدي إلى زيادة مقاومة الهواء المحفزة

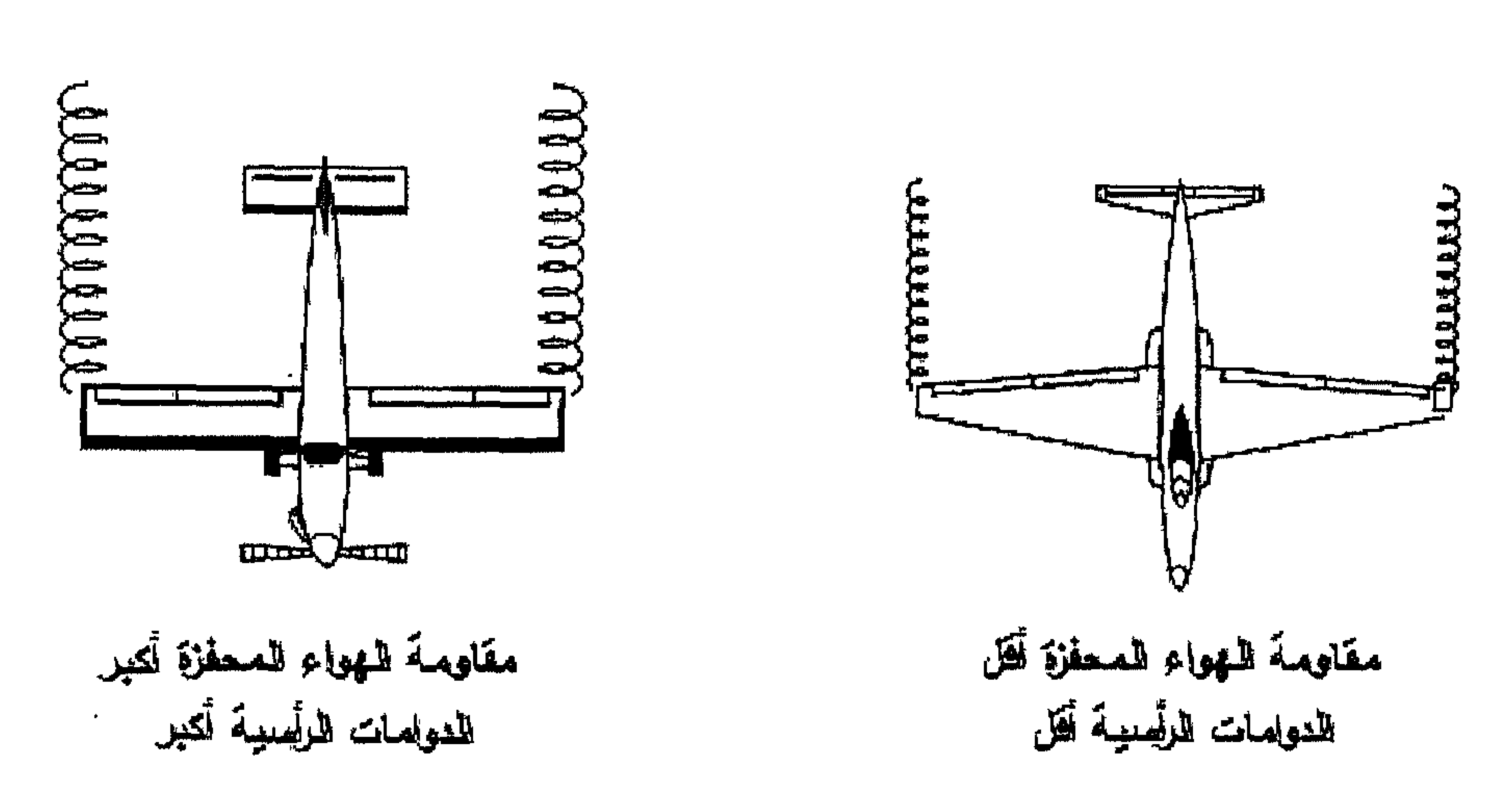


طائرتان بنفس السرعة ولكن اليمنى ذات وزن أكبر وهي بحاجة إلى قوة حمل أكبر

الشكل 13 – 6 الزيادة المطلوبة في قوة الحمل عند زيادة الوزن تؤدي إلى زيادة مقاومة الهواء المحفزة

الطرق المستخدمة لتقليل مقاومة الهواء المحفزة

أولاً: استخدام أجنحة ذات شكل مغزلي طويل المدى قصير الوتر عند الرأس.



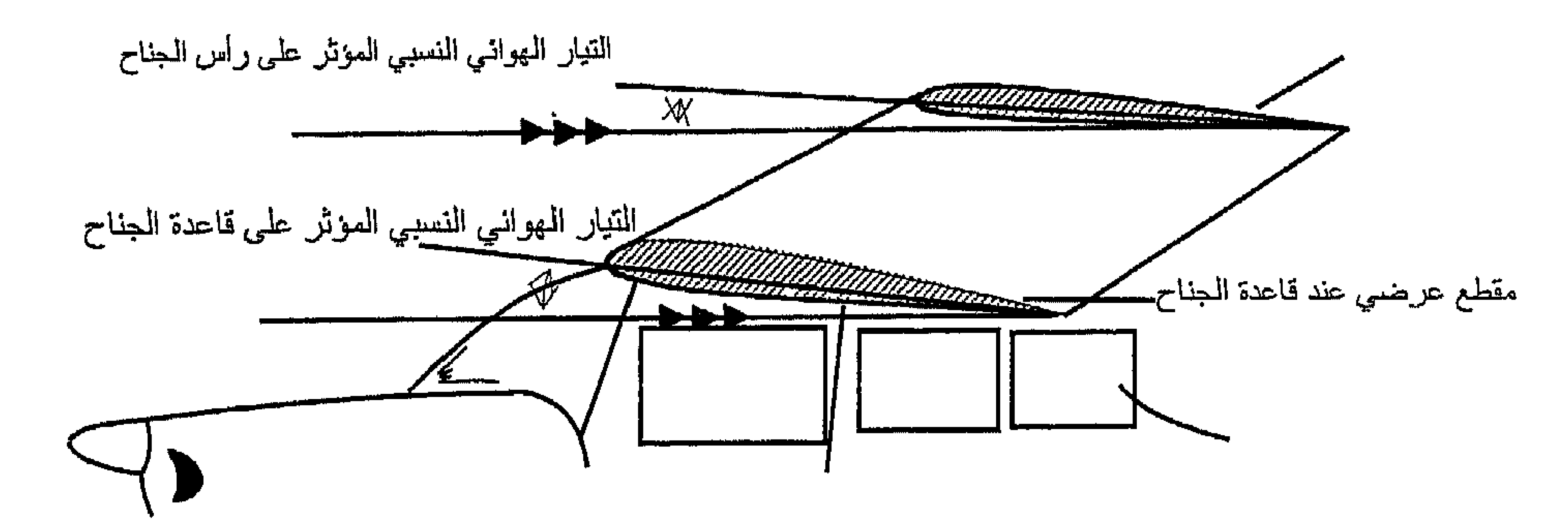
مقاومة الهواء المحفزة أقل
الدوامات الرأسية أقل

مقاومة الهواء المحفزة أكبر
الدوامات الرأسية أكبر

الشكل 14 – 6 استخدام الأجنحة المغزلية قصيرة الوتر عند الرأس

ثانياً: استخدام الشطف الهندسي (Geometric Washout)

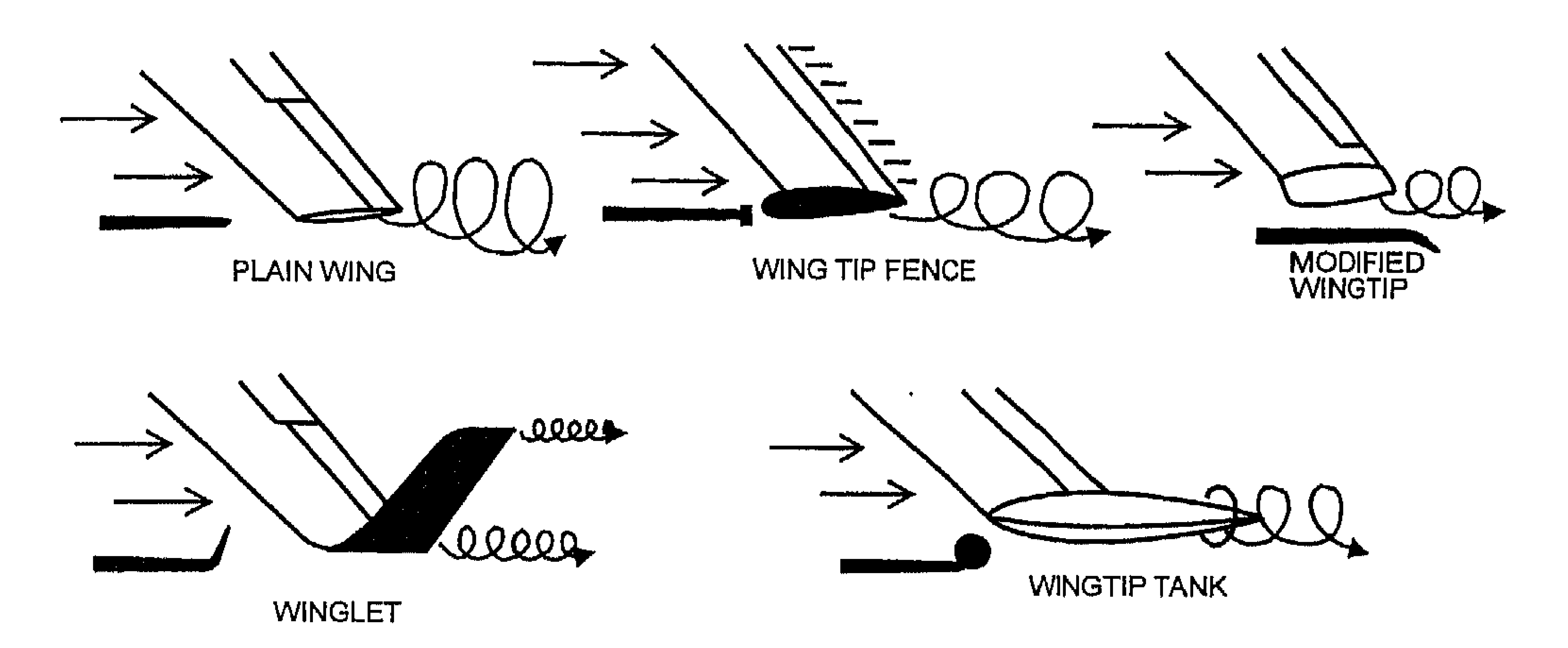
كما ذكرنا سابقاً تصنع الأجنحة بالتواء محدد بحيث تكون زاوية الهجوم عند قاعدة الجناح أكبر من زاوية الهجوم عند رأسه. هذا سيؤدي إلى أن معظم قوة الحمل ستتكون عند قاعدة الجناح ثم تقل وتقل حتى الوصول الى رأس الجناح. أي عند رأس الجناح قوة الحمل تكون أقل ما يكون ← مقاومة الهواء المحفزة تكون أقل مايكون .



الشكل 15 – 6 الشطف الهندسي

ثالثاً: استخدام بعض التعديلات على رأس الجناح مثل Winglets

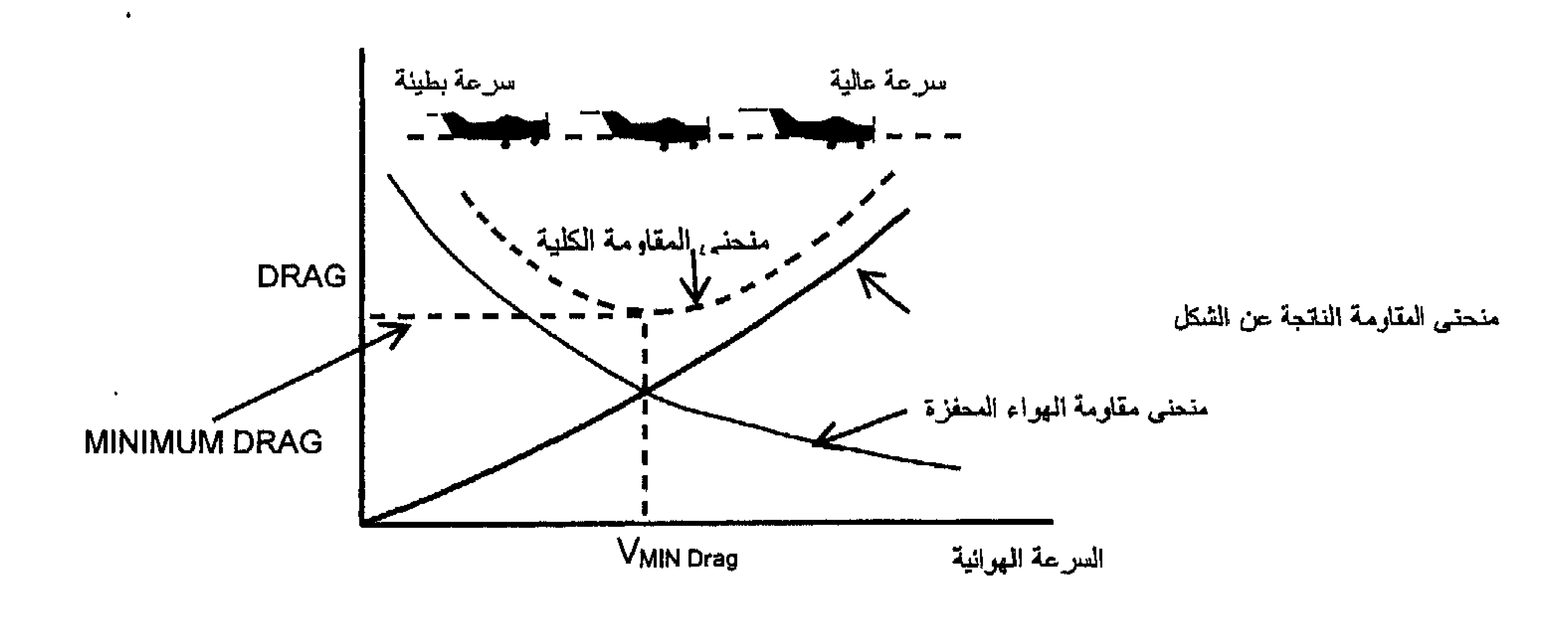
يتم اضافة ألواح معدنية عند رأس الجناح **تمنع انتقال الهواء من أسفله الى أعلاه وبالتالي تمنع تكوين الدوامات الهوائية أو تقلل منها**. كما أنه يمكن القيام ببعض التعديلات على رأس الجناح للتقليل من هذه الدوامات. الشكل التالي يوضح مجمل هذه التعديلات:



الشكل 16 – 6 التعديلات المستخدمة على رأس الجناح لتقليل الدوامات الهوائية

المنحنيات المعبرة عن مقاومة الهواء (Drag Curves):

من الممكن وضع علاقة بين مقاومة الهواء الناتجة عن الشكل ومقاومة الهواء المحفزة من خلال دمج كلاهما في منحنى واحد كما يلي:



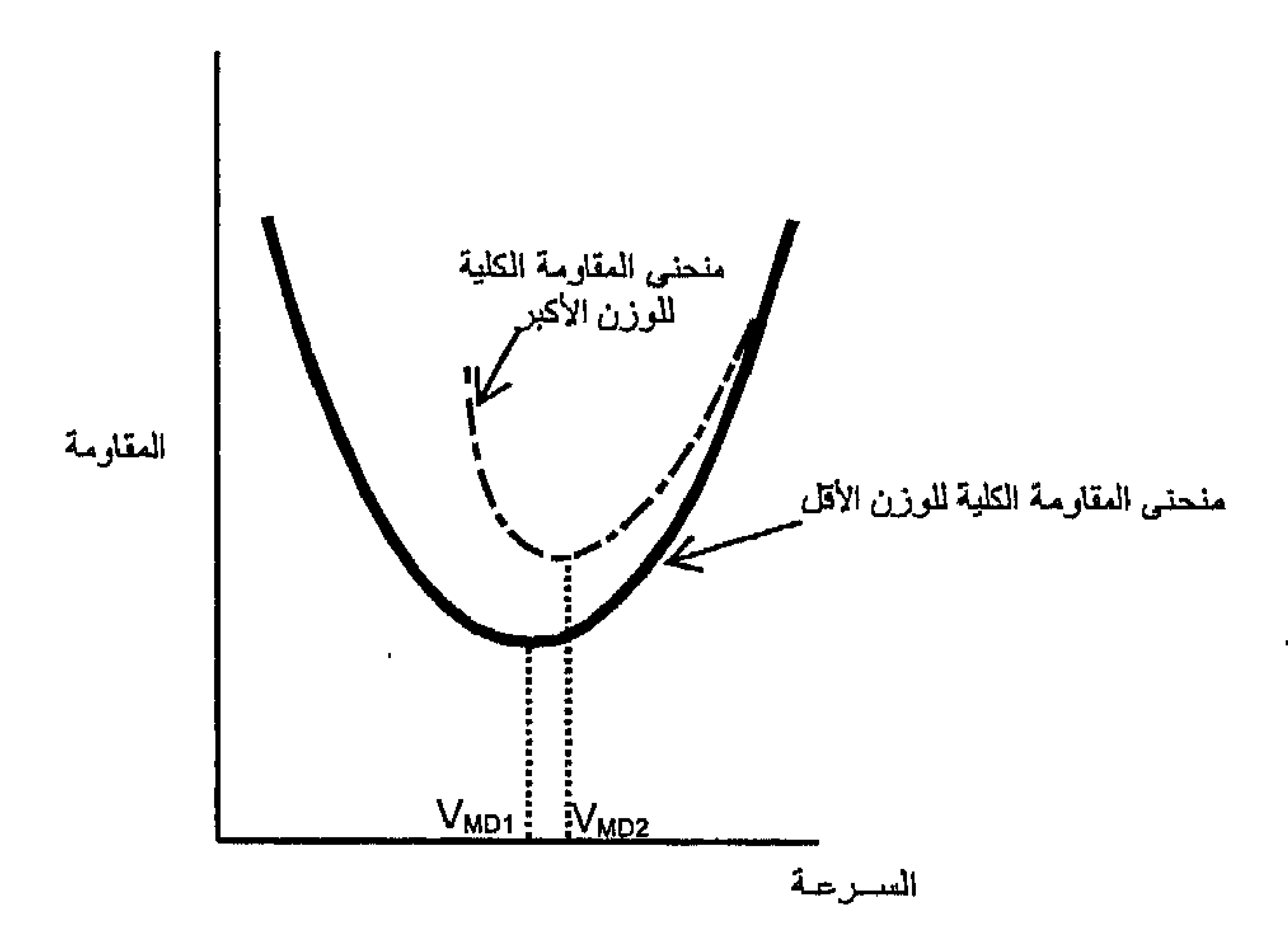
الشكل 17 – 6 منحنيات المقاومة الهوائية

من الملاحظ من المنحنى السابق أننا عند دمج كلا النوعين من المقاومة نحصل على المقاومة الكلية للهواء وذلك لنفس الطائرة بنفس الوزن ونفس طريقة الطيران **لاحظ أن أقل قيمة ممكنة للمقاومة الكلية للهواء تكون عندما يلتقي المنحنيان مع بعضهما أي عندما تتساوى مقاومة الهواء الناتجة عن الشكل مع مقاوة الهواء المحفزة.**

تسمى هذه النقطة بنقطة أقل مقاومة (Minimum Drag Point) وتسمى السرعة التي عندها تكون نقطة الأقل مقاومة بالسرعة ذات أقل مقاومة (Minimum Drag Speed) واختصارها (V_{MD}) وهذه السرعة هي أكثر السرعات أقتصادية حيث تحتاج إلى أقل كمية من قوة الدفع لانتاج قوة الحمل المطلوبة.

تأثير الوزن على منحنيات مقاومة الهواء
(Effect of Wight on the drag curves)

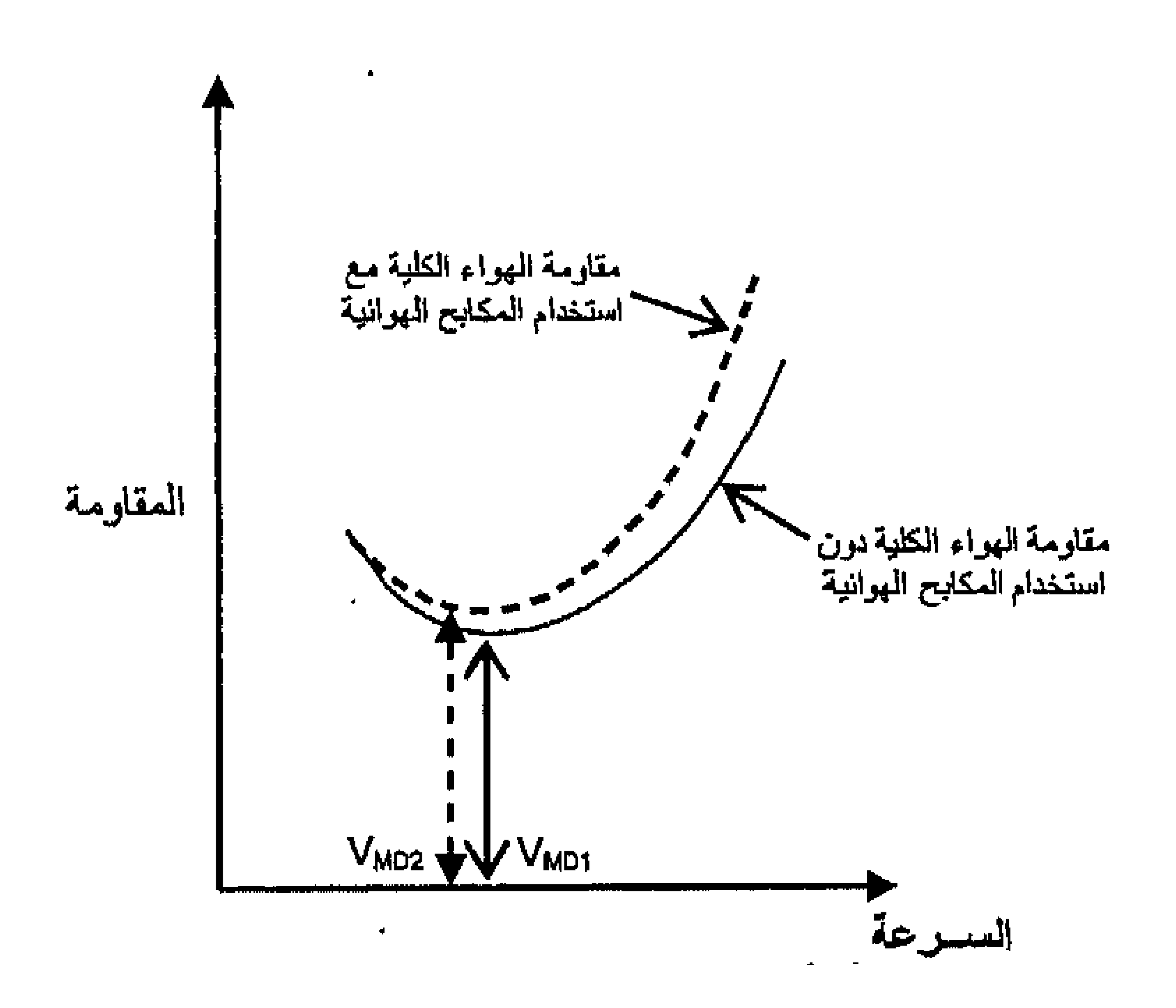
ذكرنا سابقاً أن أي تغيير في الوزن سيؤدي إلى تغيير في مقاومة الهواء المحفزة ذلك لأن الطائرة بحاجة إلى قوة حمل أكبر عندما يزيد وزنها. هذا التأثير على مقاومة الهواء المحفزة يظهر جلياً في منحنى المقاومة الكلية حيث يؤدي إلى تغيير في نقطة التقاء المنحنيين (نقطة أقل مقاومة) وتغيير في (V_{MD}) **وبصورة عامة كل زيادة في الوزن تقابلها زيادة في سرعة أقل مقاومة (V_{MD}) وزيادة في المقاومة الكلية للهواء.** لاحظ الشكل التالي:



الشكل 18 – 6 التغير في منحنى المقاومة الكلية عند اختلاف الوزن

تأثير استخدام أجهزة المقاومة المساعدة على منحنيات المقاومة

إن استخدام أجهزة الرفع المساعدة مثل الكوابح الهوائية (Air Brakes) يزيد من مقاومة الهواء الكلية ويؤثر على منحنى مقاومة الهواء. **في الحقيقة** إن استخدام هذه الأجهزة يؤدي الى إنقاص V_{MD} وزيادة في المقاومة الكلية.



الشكل 19 – 6 التغير في منحنى المقاومة الكلية عند استخدام المكابح الهوائية

معادلة مقاومة الهواء الكلية (Total Drag Formula)

كما قمنا باستخراج معادلة قوة الحمل، فإننا وبنفس الطريقة نستطيع إيجاد معادلة المقاومة الكلية. تتأثر المقاومة الكلية بالعوامل التالية:

- شكل الطائرة
- وزاوية الهجوم
- وكثافة الهواء
- ومربع السرعة
- والمساحة الكلية للجناح.

ومثل قوة الحمل (Lift) فإن مقاومة الهواء (Drag) لا تتأثر فقط بالضغط الحركي للهواء وإنما بشكل الجناح وزاوية الهجوم، وبما أن كلاهما متغير فإننا نستطيع الاستعاضة عنهما بمعامل مقاومة الهواء الكلية (C_{DT}) وبالتالي تصبح معادلة المقاومة هي:

$$Drag = \frac{1}{2} \mathcal{D}\rho \, V^2 \, C_{DT} \, S$$

تجدر الإشارة هنا أنه على غرار C_L فإن C_{DT} يزيد بزيادة زاوية الهجوم ويقل معها.

الفصل السابع

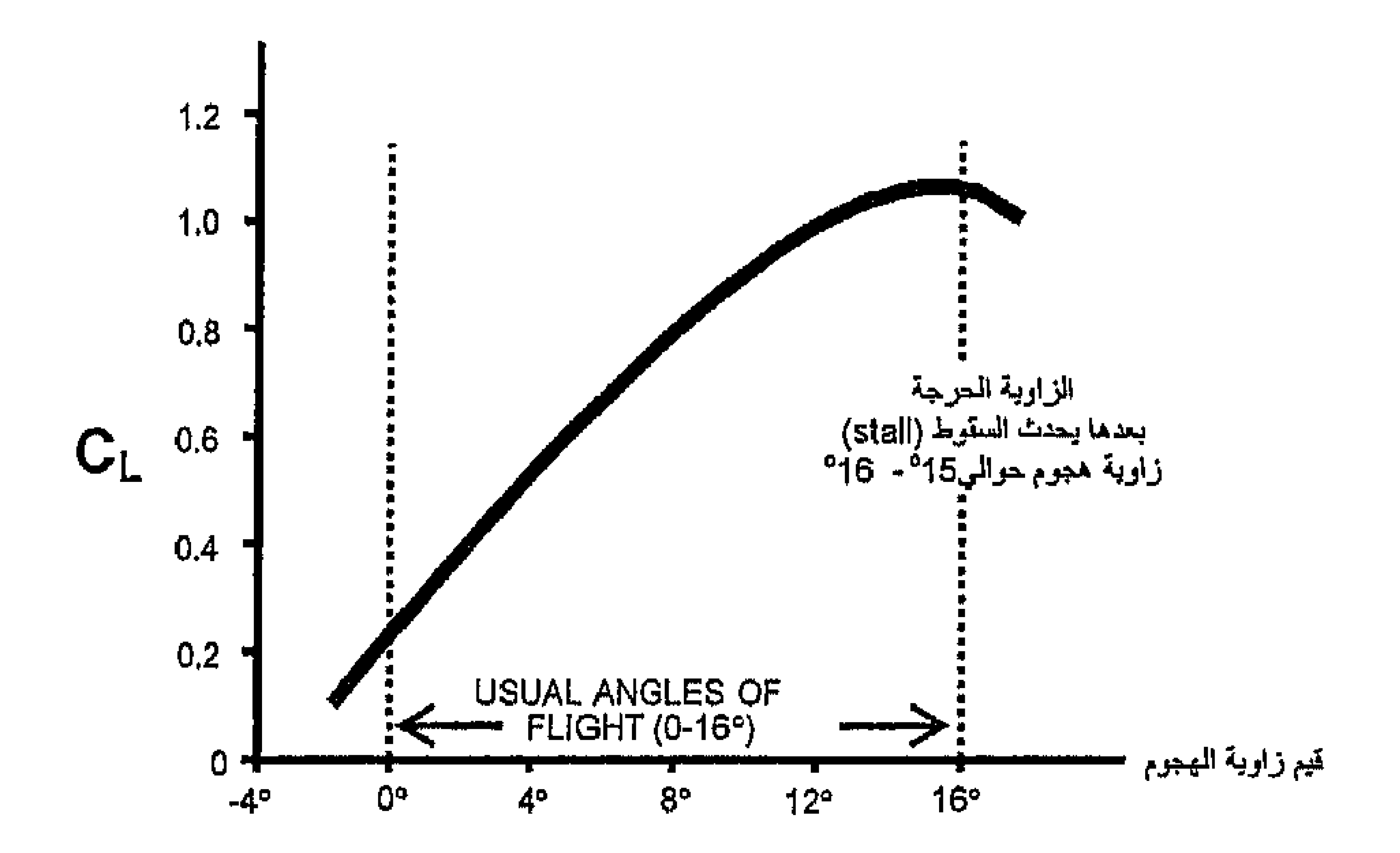
النسبة بين قوة الحمل ومقاومة الهواء

(Lift/Drag ratio)

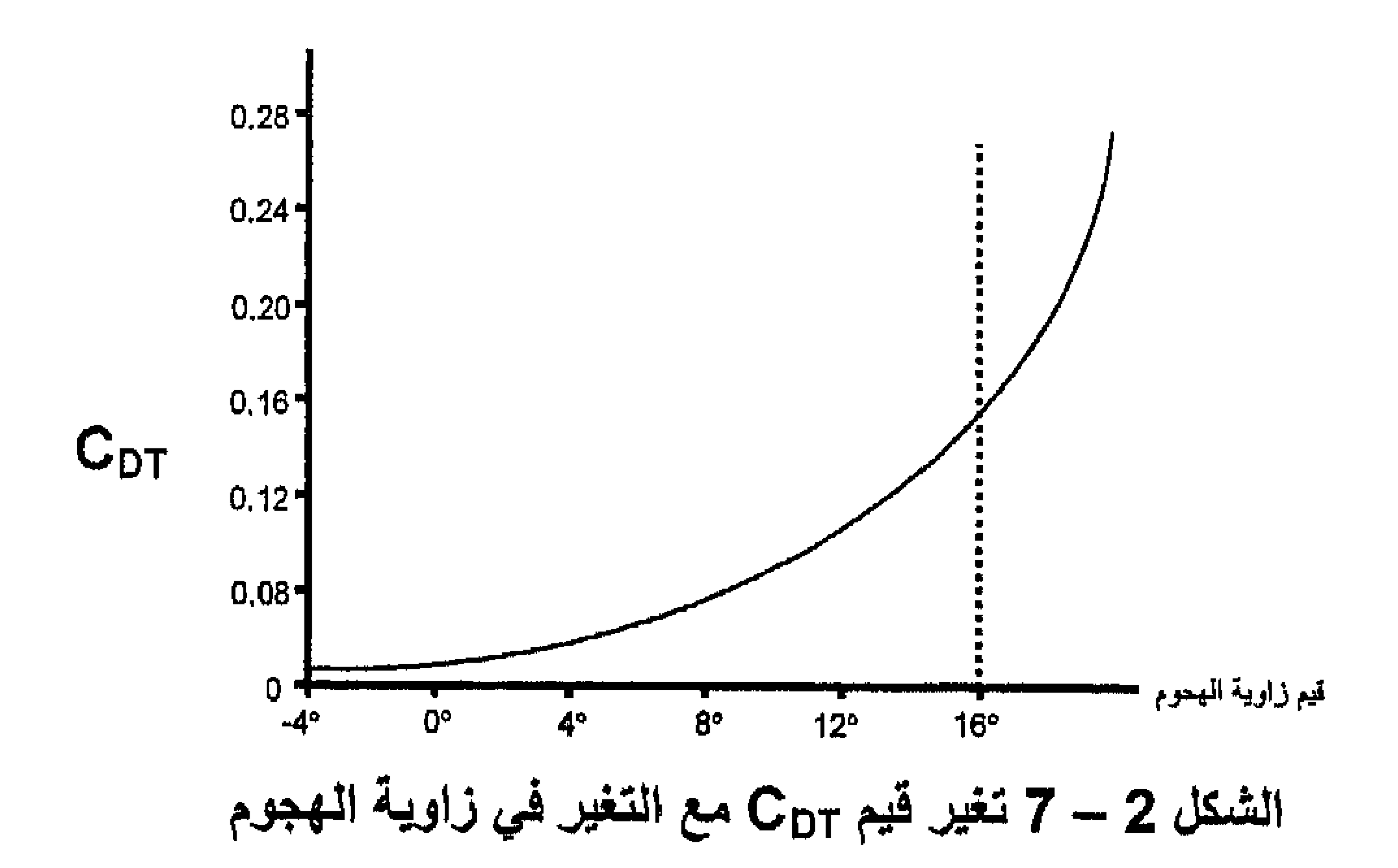
النسبة بين قوة الحمل ومقاومة الهواء (Lift / Drag Ratio)

من الواضح جلياً أنه كلما كانت الطائرة ذات مقاومة هواء قليلة كلما كانت ذات فعالية أكبر، واقتصادية أكثر. من أهم القياسات المأخوذة على ذلك هي النسبة بين قوة الحمل ومقاومة الهواء، فكلما زادت هذه النسبة كلما كان الوضع أفضل فعاليةً واقتصادياً.

المنحنيان التاليان يذكراننا بـــ C_L وC_{DT} .



الشكل 1 – 7 تغير قيم C_L مع التغير في زاوية الهجوم



الشكل 2 – 7 تغير قيم C_{DT} مع التغير في زاوية الهجوم

للحصول على أعلى فعالية يجب أن تنتج الأجنحة أكبر كمية من قوة الحمل مع أقل كمية من مقاومة الهواء. في الوضع الطبيعي. عند النظر إلى منحنى C_L نجد كما أسلفنا سابقاً بأن C_{LMax} تكون عند زاوية هجوم تساوي تقريباً 15°. ولكن منحنى C_{DT} يظهر أن أدنى قيمة له عند زاوية هجوم –2°.

في الحقيقة وجد أن النسبة بين قوة الحمل ومقاومة الهواء تكون في أدنى مستوياتها عند كلتا الزاويتين السابقتين، لذلك لابد من إيجاد زاوية الهجوم المناسبة لإنتاج أعلى قيمة للنسبة بين قوة الحمل والمقاومة، يتم ذلك من خلال عمل الدراسات بين معادلتي قوة الحمل ومقاومة الهواء.

$$\textbf{Lift} = \tfrac{1}{2}\ \mathcal{D}\rho\ V^2\ C_L\ S$$
$$\textbf{Drag} = \tfrac{1}{2}\ \mathcal{D}\rho\ V^2\ C_{DT}\ S$$

$$\longrightarrow \quad \frac{\textbf{Lift}}{\textbf{Drag}} = \frac{\cancel{\tfrac{1}{2}}\ \cancel{\mathcal{D}\rho}\ \cancel{V^2}\ C_L\ \cancel{S}}{\cancel{\tfrac{1}{2}}\ \cancel{\mathcal{D}\rho}\ \cancel{V^2}\ C_{DT}\ \cancel{S}}$$

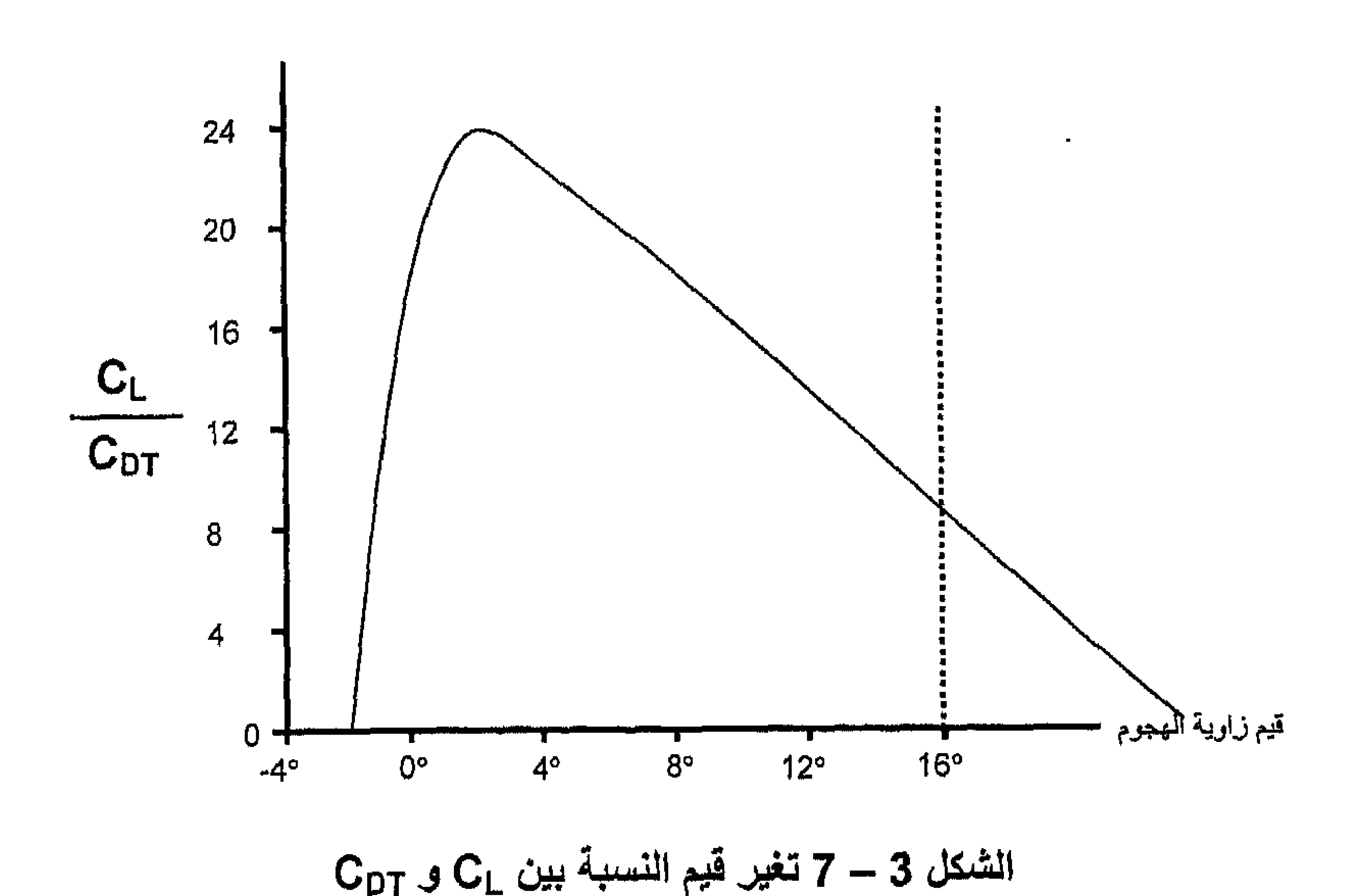
$$\frac{\textbf{Lift}}{\textbf{Drag}} = \frac{C_L}{C_{DT}}$$

إذن يمكننا التعبير عن النسبة بين قوة الحمل ومقاومة الهواء باستخدام النسبة بين C_L و C_{DT} . وبالاستفادة من ذلك يمكننا رسم منحنى جديد فيه النسبة بين C_L وC_{DT} تقابل زاوية الهجوم **ومنها نستنتج أي زاوية ذات أعلى C_L / C_{DT} وبالتالي أفضل زاوية فعاليةً واقتصاديةً.**

بالنظر إلى المنحنى في الشكل 3 – 7 نجد أن أفضل قيمة لـــ C_L / C_{DT} هي عند 3^o – 4^o، عند هذه الزاوية تكون قوة الحمل مساوية لـــ 24 ضعف مقاومة الهواء، (هذه القيمة تختلف باختلاف شكل الجناح ومساحته). عند زوايا هجومية عالية فإن قيم C_L / C_{DT} تقل بصورة كبيرة، وذلك لأنه عى الرغم من أن C_L يزيد بزيادة زاوية الهجوم إلا أن C_{DT} يزيد بصورة أكبر بكثير من زيادة C_L.

في الحقيقة عند الزاوية الحرجة، من الممكن أن تكون قوة الحمل مساويةً لـــ 12 ضعف مقاومة الهواء. ولكن بعد ذلك فإن قوة الحمل تقل بصورة سريعة جداً ويحدث السقوط (Stall).

وبالعودة إلى الزاوية الهجومية المساوية لـــ(3^o – 4^o)، فهي الزاوية التي يكون عندها لدينا أعلى نسبة بين C_L و C_{DT} ، **هذا يعني أن لدينا أعلى نسبة بين قوة الحمل ومقاومة الهواء.**



الشكل 3 – 7 تغير قيم النسبة بين C_L و C_{DT}

عند هذه الزاوية نصل لأفضل فعالية وأفضل ترشيد في استهلاك الوقود. وعلى الرغم من أنه من الممكن الحصول على قوة حمل أكبر عند زوايا هجومية أكبر إلا أن المصممين يفضلون هذه الزاوية ($3^o - 4^o$) للطيران باستقامة لقلة الوقود الذي تحتاجه الطائرة عندها.

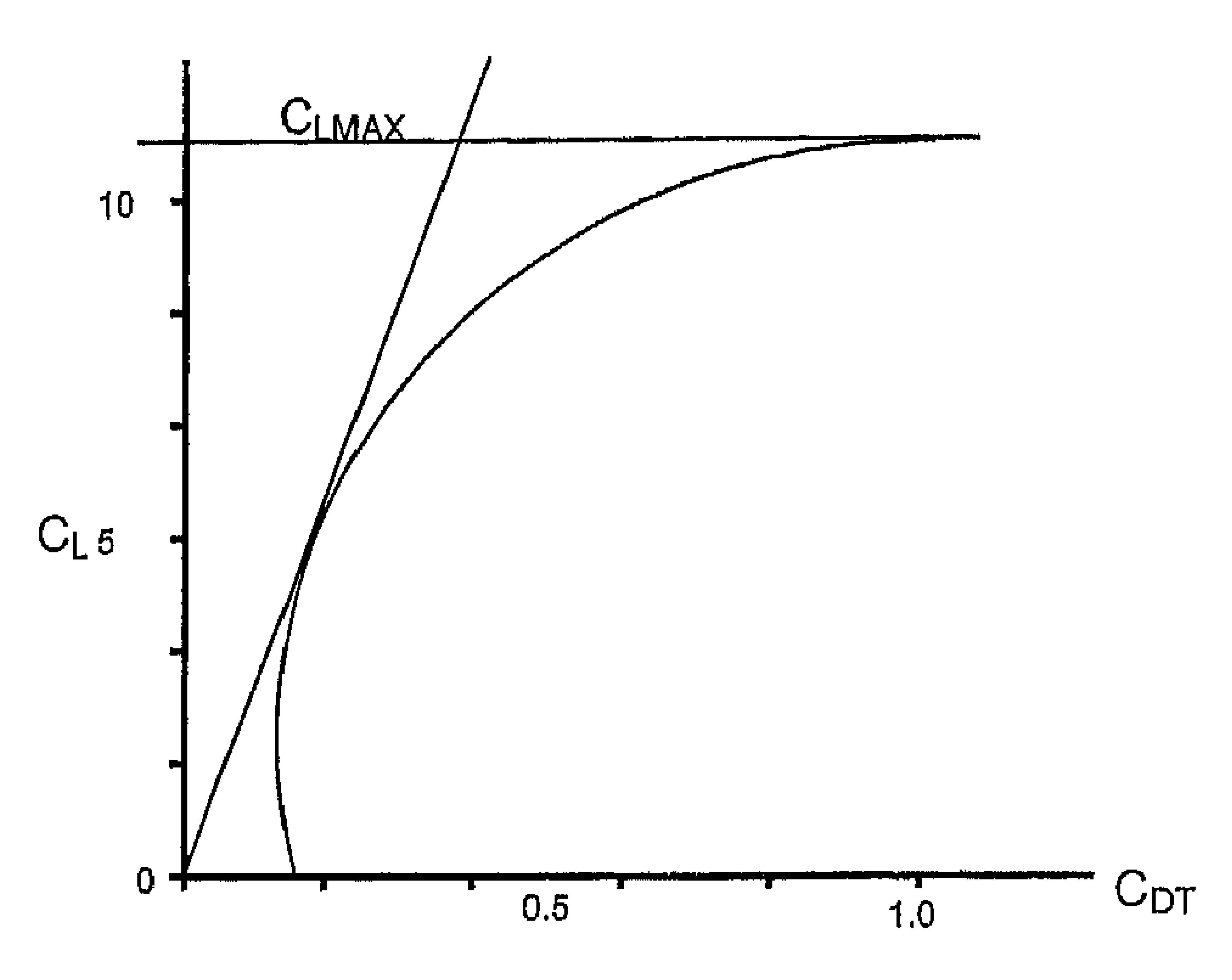
وبصورة ملحوظة إذا كانت طائرةً ما بوزن ما تطير باستقامة، **فإن قيم الزوايا الهجومية الصغيرة تتزامن مع سرعات طيران عالية، وكلما زادت قيمة زاوية الهجوم كلما قلت السرعة المطلوبة لانتاج نفس الكمية من قوة الحمل.**

هذا مهم جداً، لأننا بالعودة إلى منحنى مقاومة الهواء الكلية نجد وكما قلنا سابقاً أن نقطة أقل مقاومة تكون عند سرعة أقل مقاومة V_{MD}، وبما أن أقل قيمة لـــ C_{DT} تكون عندما تكون النسبة C_L / C_{DT} بأعلى قيمها فإن سرعة أقل مقاومة V_{MD} تكون عند زاوية الهجوم ذات أقل قيمة لـــ C_{DT} وهي ($3^o - 4^o$) وهذا كله صحيح باعتبار عدم التغير في وزن الطائرة أثناء الطيران.

<u>ملاحظة مهمة</u>: أفضل قيمة لـــلنسبة بين قوة الحمل و مقاومة الهواء لا تتأثر بكمية الارتفاع عن سطح البحر.

التمثيل البياني لـ C_L مقابل C_{DT}

يسمى هذا التمثيل البياني بالتمثيل البياني المستقطب (Polar Diagram) ويتم من خلال وضع قيم C_L مقابل قيم C_{DT} .



الشكل 4 – 7 Polar graph

وباستخدام قواعد الرياضيات فإن:

$$\text{ميل المنحنى} = \frac{C_L}{C_{DT}} = \frac{\text{Lift}}{\text{Drag}}$$

عند أي نقطة على المنحنى، وباستخدام قواعد الرياضيات أيضاً فإن ميل المنحنى يساوي ميل المماس له، كل ما نود ذكره هنا أن النقطة التي تمثل أعلى قيمة Lift / Drag هي تلك النقطة التي يتماس فيها خط مستقيم خارج من نقطة الصفر مع منحنى C_L / C_{DT} . لاحظ أيضاً النقطة على المنحنى فهي تمثل أعلى قيمة لـــ C_L إذاً هي نفسها C_{LMAX}.

وبالتالي فإن أهم معلومتين نستطيع أخذهما من Polar graph هما:

- نقطة أعلى C_L ← C_{Lmax}
- نقطة أعلى $\frac{\text{Lift}}{\text{Drag}}$.

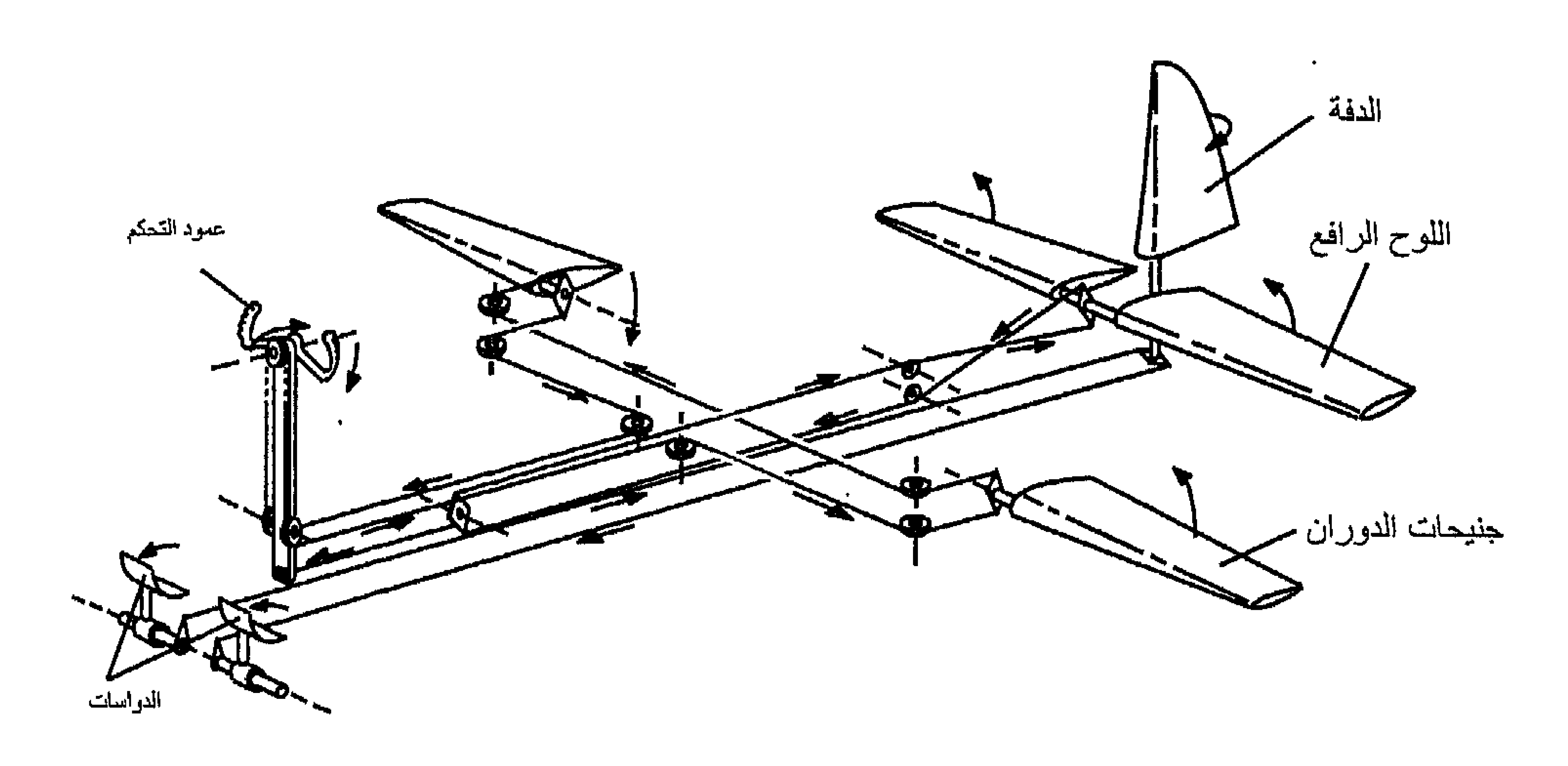
الفصل الثامن

الأجزاء الأساسية للتحكم بالطائرة

Primary Flying Controls

الأجزاء الأساسية للتحكم بالطائرة (Primary flying Controls)

في أبسط تصاميم الطائرات، تتكون الأجزاء الأساسية للتحكم في الطائرة من ألواح تحكم متحركة مرتبطة من خلال حبال معدنية وفواصل معدنية بأجهزة التحكم في قمرة القيادة.

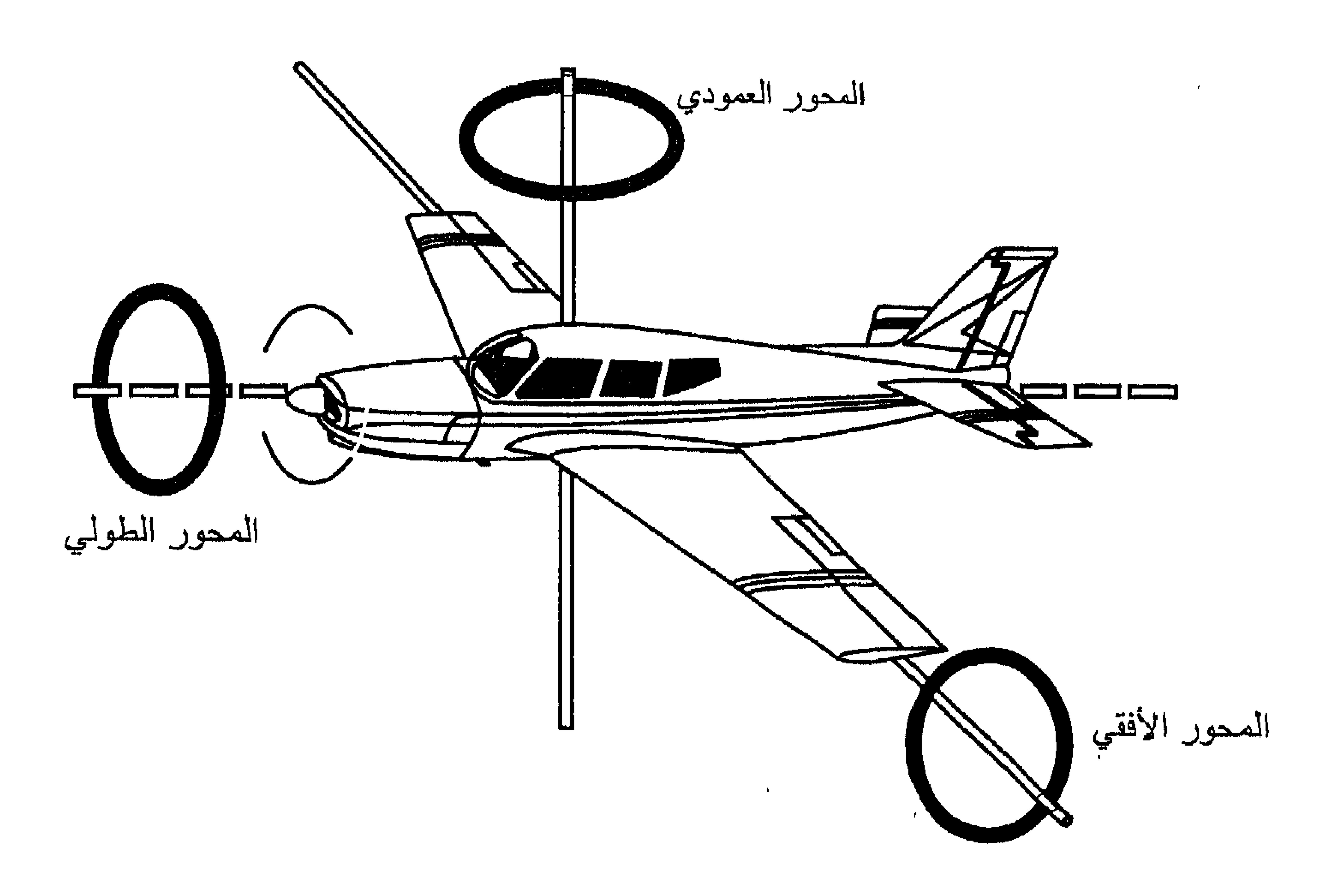


الشكل 1 – 8 الأجزاء الأساسية للتحكم في الطائرة

ألواح التحكم الأساسية (The primary control surfaces)

تقوم هذه الألواح الأساسية بالتحكم بالطائرة أثناء مناورات الطيران من ارتفاع وهبوط ودوران، بالنظر إلى الشكل التالي نلاحظ أن الطائرات تتحرك بثلاث محاور رئيسية:

- ✓ المحور الطولي (محور دوران الطائرة) Axis of Roll (Longitudinal axis)
- ✓ المحور العمودي (محور انحراف الطائرة) Axis of yaw (Normal)
- ✓ المحور الأفقي Axis of Pitch (Lateral Axis)



الشكل 2 – 8 المحاور الرئيسية في الطائرة

هذه الألواح الأساسية تتألف من:

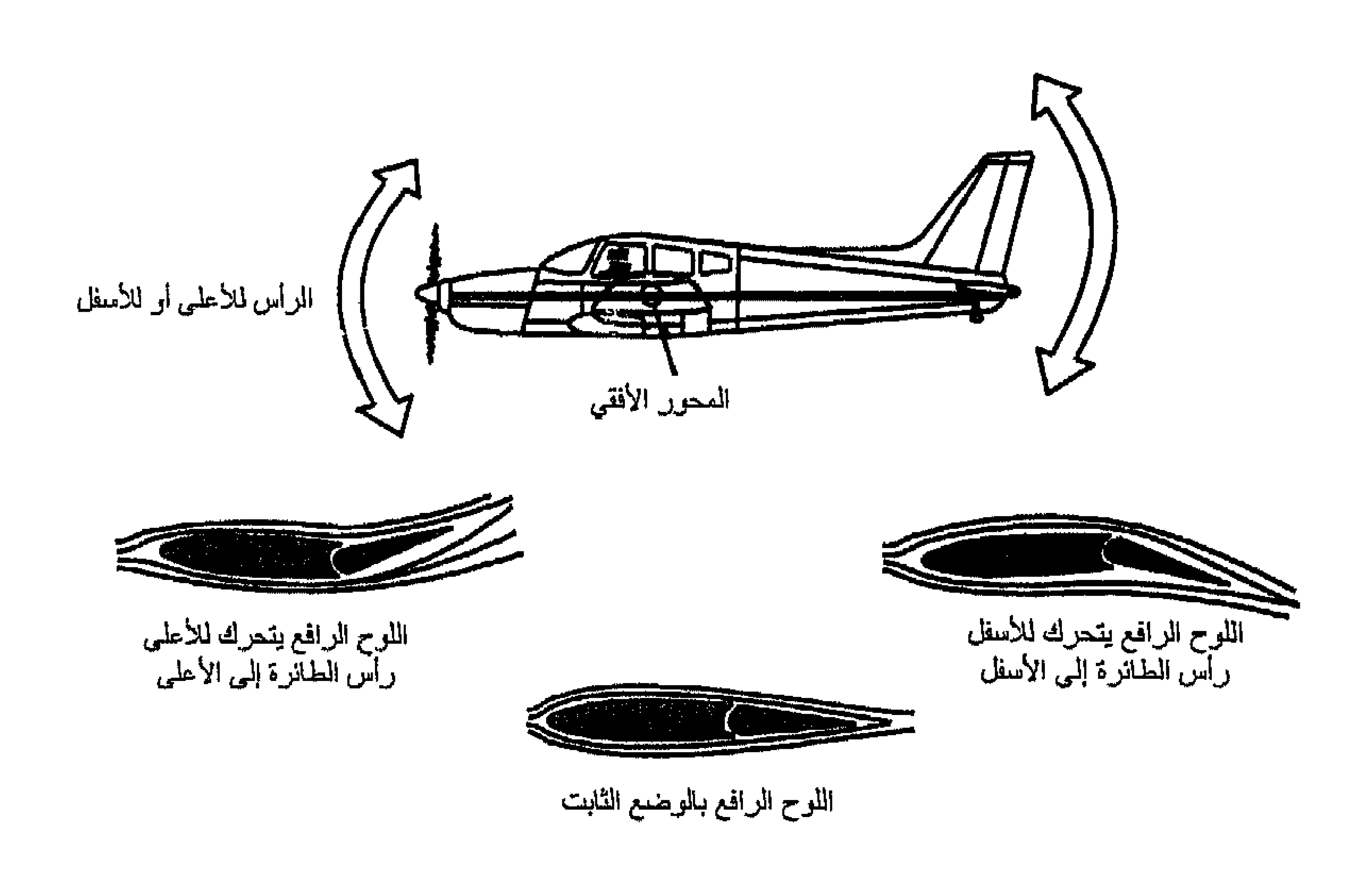
1. <u>**جنيحات الدوران (Ailerons):**</u> وهي كما أسلفنا سابقاً ألواح متحركة على الطرف الخلفي الخارجي للجناح وتحريكها يؤدي الى حركة الطائرة حول المحور الطولي (Longitudinal Axis) أي إن حركتها هي السبب الرئيسي في دوران الطائرة يميناً ويساراً.

2. <u>**اللوح الرافع (Elevator):**</u> وقلنا سابقاً أنه يكون إما جزءاً من القسم الأفقي من الذيل أو يكون هو نفسه القسم الأفقي للذيل وتؤدي حركته إلى تحريك الطائرة حول المحور الأفقي (Axis of Pitch) أي أن حركته تؤدي الى رفع مقدمة الطائرة وإنزالها.

3. **الدفة أو الزعنفة (Rudder)**: وهو جزء من القسم العمودي للذيل وحركته تؤدي الى حركة الطائرة حول المحـور العمـودي (Axis of Yaw) أي أن حركته تؤدي الى إزاحة مقدمة الطائرة الى اليمين أو اليسار. ونظراً لأهمية هذه الأجزاء من الطائرة سأقوم بالتحدث عنها بالتفصيل كما يلي:

اللوح الرافع(Elevator).

دوره الأساسي هو رفع مقدمة الطائرة أو خفضها كما أسلفنا سابقاً.



الشكل 3 – 8 اللوح الرافع وأساس عمله

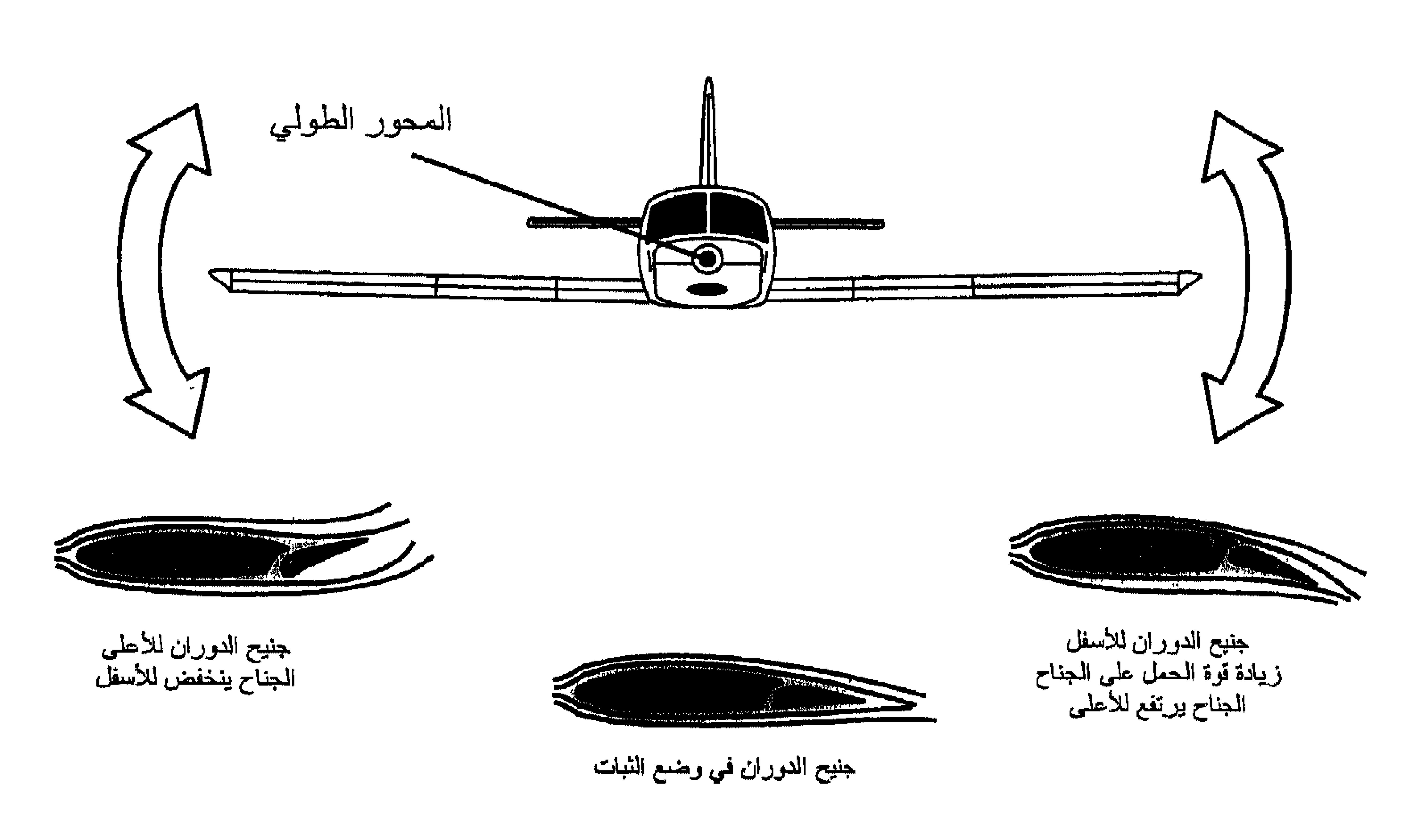
يتم التحكم باللوح الرافع من خلال عمود التحكم في قمرة القيادة، عند دفع عمود التحكم الى الأمام فإن اللوح الرافع يتحرك الى الأسفل مؤدياً الى إنتاج قوة حمل تدفع ذيل الطائرة الى الأعلى وهذا يؤدي الى خفض مقدمة الطائرة (Pitch Nose Down) أما عند سحب عمود التحكم في قمرة القيادة الى الخلف فإن

اللوح الرافع يرتفع الى أعلى الذيل مؤدياً الى إنتاج قوة تدفع ذيل الطائرة الى الأسفل وهذا يؤدي الى رفع مقدمة الطائرة (Pitch Nose up).

تحدثنا سابقاً عن أن اللوح الرافع قد يكون جزءاً من القسم الأفقي من الذيل أو يكون هو نفسه القسم الأفقي للذيل، في الحقيقة وعند سرعات عالية تفوق سرعة الصوت (مثل الطائرات الحربية) تصبح فعالية اللوح الرافع قليلة جداً، ولزيادة فعالية اللوح الرافع تتم زيادة مساحته لحد أن يصبح هو نفسه الجزء الأفقي من الذيل وعندها يسمى الذيل بـ All moving Slab أو Flying tail

جنيحات الدوران (Ailerons)

ودورها الأساسي هو دوران الطائرة حول المحور الطولي يميناً ويساراً يسمى هذا الدوران بالإنجليزية (Roll).



الشكل 4-8 جنيح الدوران وأساس عمله

أما عن كيفية التحكم فيه من قمرة القيادة، فإنه عند تحريك عمود التحكم الى اليمين يرتفع جنيح الدوران على الجناح الأيمن الى الأعلى منتجاً قوة تدفع جناح الطائرة الأيمن الى الأسفل، في نفس الوقت يكون جنيح الدوران على الجناح الأيسر قد نزل الى الأسفل منتجاً قوة تدفع جناح الطائرة الى الأعلى.

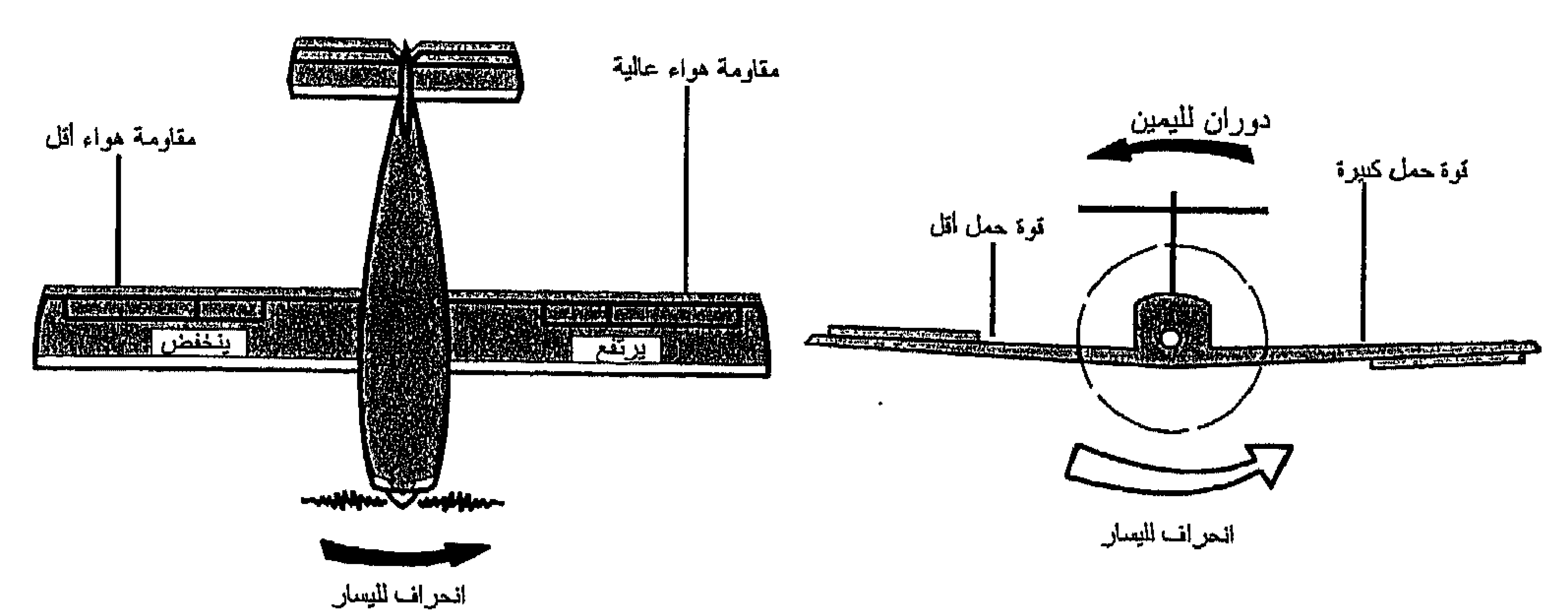
وعند تحريك عمود التحكم الى اليسار فإن جنيح الدوران على الجناح الأيسر يرتفع الى الأعى وجنيح الدوران على الجناح الأيمن ينخفض الى الأسفل مما يؤدي الى إنتاج قوى تدفع الجناح الأيسرالى الأسفل والجناح الأيمن الى الأعلى.

ملاحظة مهمة جداً

يؤدي جنيح الدوران عند حركته الى الأسفل الى زيادة قوة الحمل على نفس الجناح، ولكن لاننسى أن زيادة قوة الحمل يقابلها زيادة في مقاومة الهواء المحفزة، وبالتالي عند الدوران الى اليمين مثلاً يتحرك جنيح الدوران الأيسر الى الأسفل، اي أن مقاومة الهواء تزيد أكثر عى الجناح الأيسر، **وهذا يؤدي إلى دفع الجناح الأيسر الى الخلف أي يؤدي إلى تحريك الطائرة حول المحور العمودي يساراً.**

هنا نخلص إلى النتيجة التالية:

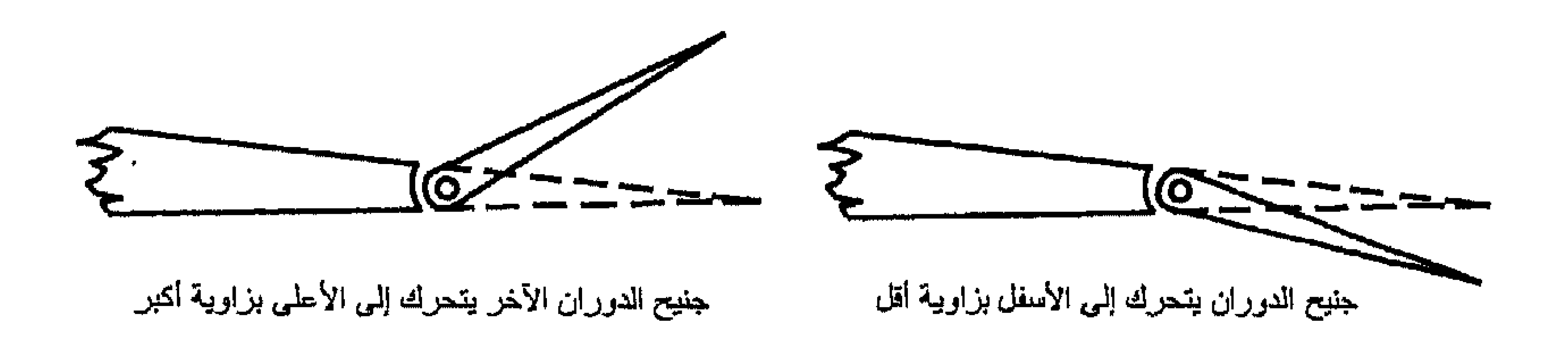
عند الالتفاف إلى اليمين حول المحور الطولي تنحرف الطائرة يساراً حول المحور العمودي، وعند الالتفاف الى اليسار حول المحور الطولي تنحرف الطائرة يميناً حول المحور العمودي. تسمى هذه العملية بالتأثير الثانوي لجنيحات الدوران (Secondary effect of affecting Ailerons). وتسمى أيضاً انحراف جنيح الدوران العكسي (Adverse Aileron yaw).



الشكل 5 – 8 التأثير الثانوي لجنيحات الدوران

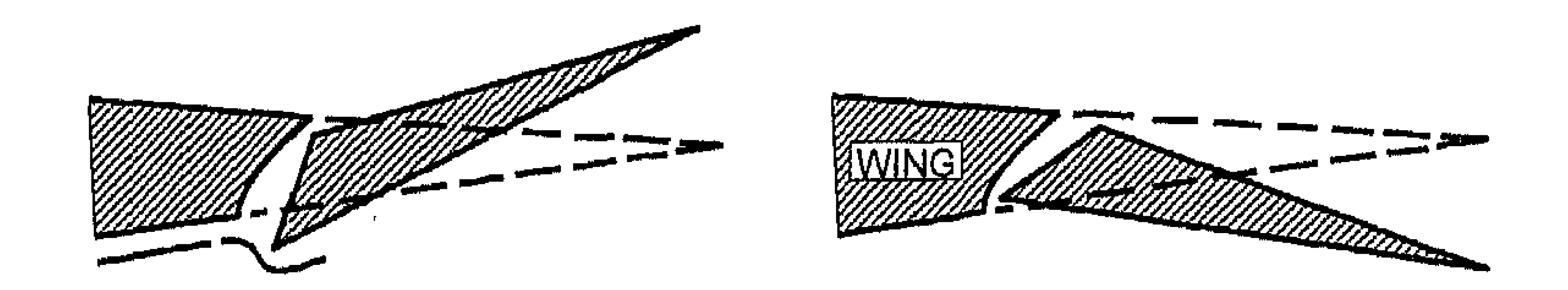
جنيحات الدوران التفاضلية (Differential Ailerons).

يتم تصميم هذه الجنيحات بحيث يكون الجنيح المرتفع إلى الأعلى بزاوية أكبر من تلك للجنيح المنخفض للأسفل.

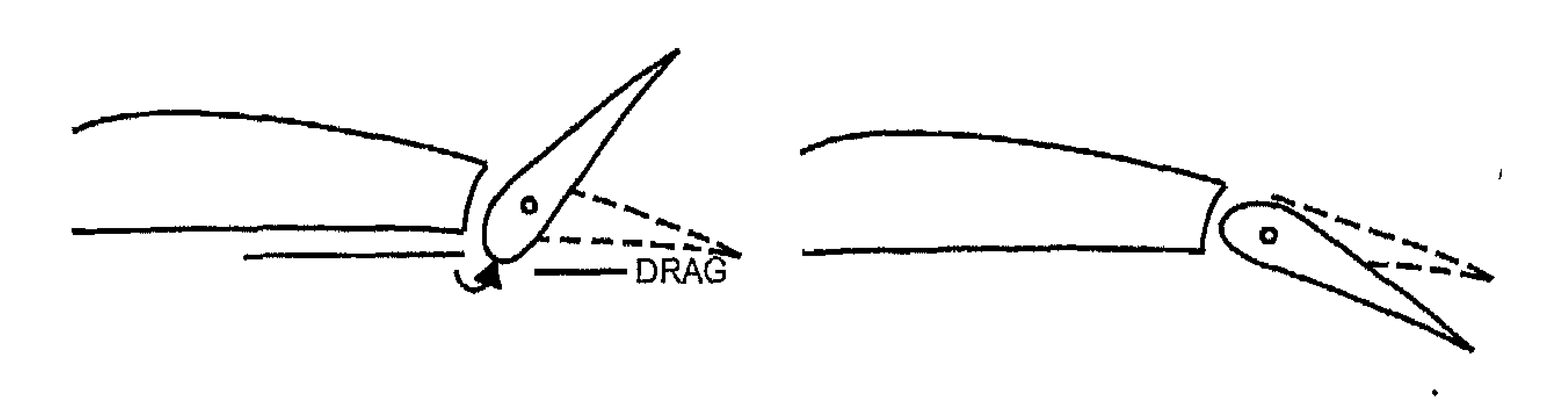


الشكل 6 – 8 جنيحات الدوران التفاضلية

هناك نوع آخر من هذه الجنيحات يظهر جزءه الأمامي أسفل الجناح عند ارتفاعه للأعلى وهذه الجنيحات تسمى Frise Ailerons وقد يتم تصنيع جنيحات لها كلتا الصفتين أي تفاضلية و Frise في نفس الوقت وعندها تسمى (Differential Frise Ailerons).



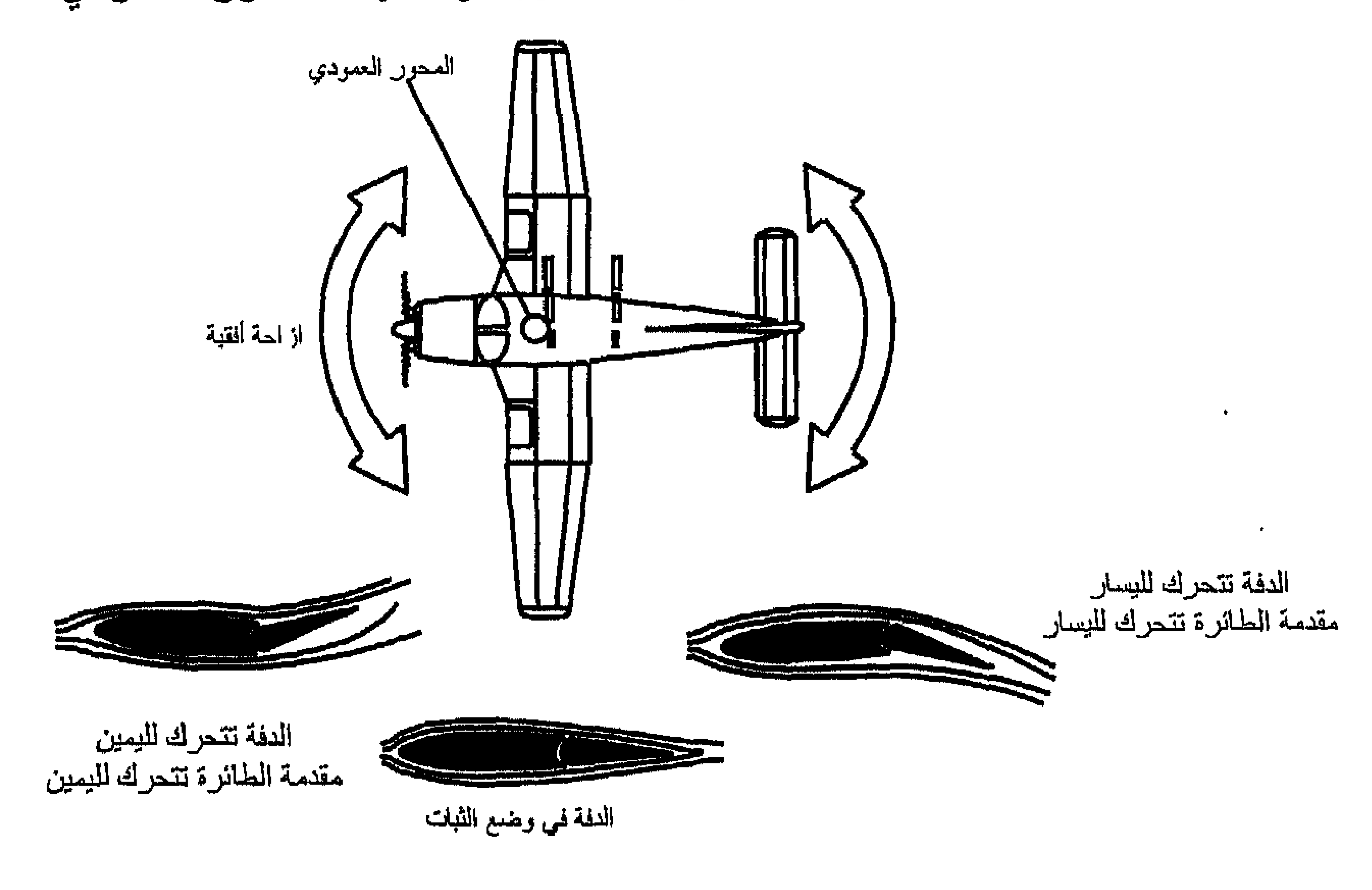
الشكل 7 – 8 جنيحات دوران Frise



الشكل 8 – 8 جنيحات Frise التفاضلية

الدفة أو الزعنفة (Rudder)

ودورها هو ازاحة مقدمة الطائرة يميناً ويساراً حول المحور العمودي.



الشكل 9 – 8 الدفة وأساس عملها

أما عن طريقة التحكم فيها من قمرة القيادة، فيتم ذلك عبر بدالتين (دواستين) عند أقدام الطيار، وعندما يضغط الطيار بقدمه اليمنى على الدواسة اليمنى فإن الدفة تتحرك الى اليمين منتجة قوة تدفع ذيل الطائرة وتؤدي الى إزاحة مقدمة الطائرة الى اليمين، والعكس صحيح أي عندما يدوس الطيار على الدواسة اليسرى فإن الدفة تتحرك الى اليسار مؤدية الى إزاحة مقدمة الطائرة الى اليسار.

ملاحظة مهمة جداً:

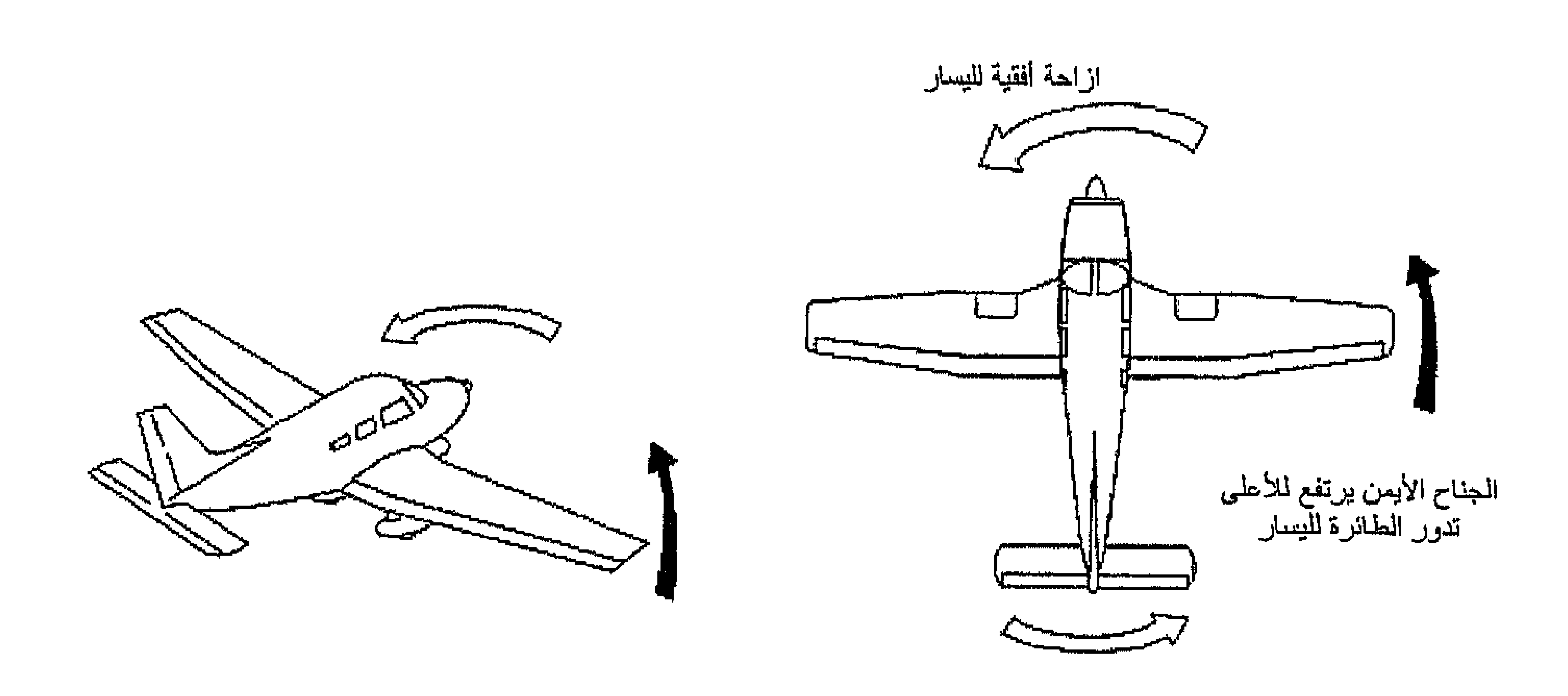
عند الانحراف الى اليمين أو اليسار باستخدام الدفة فإن ذلك سيؤدي الى إنتاج قوة حمل أعلى على الجناح المعاكس لحركة الازاحة الأفقية للطائرة. أي عند الازاحة لليمين فإن الجناح الأيسر يقطع مسافة أكبر من الجناح الأيمن في نفس الزمن أي أن الجناح الأيسر أسرع من الجناح الأيمن، وبما أن معادلة قوة الحمل هي

$$\mathbf{Lift} = \tfrac{1}{2} \times \mathcal{D}\rho \times \mathbf{V}^2 \times \mathbf{C_L} \times \mathbf{S}$$

فإن V^2 ستزيد وتزيد معها قوة الحمل على الجناح الأيسر، وهذا يؤدي الى رفع الجناح الأيسر أكثر من الأيمن أي أن الطائرة ستدور حول المحور الطولي الى اليمين.

نستنتج ما يلي:

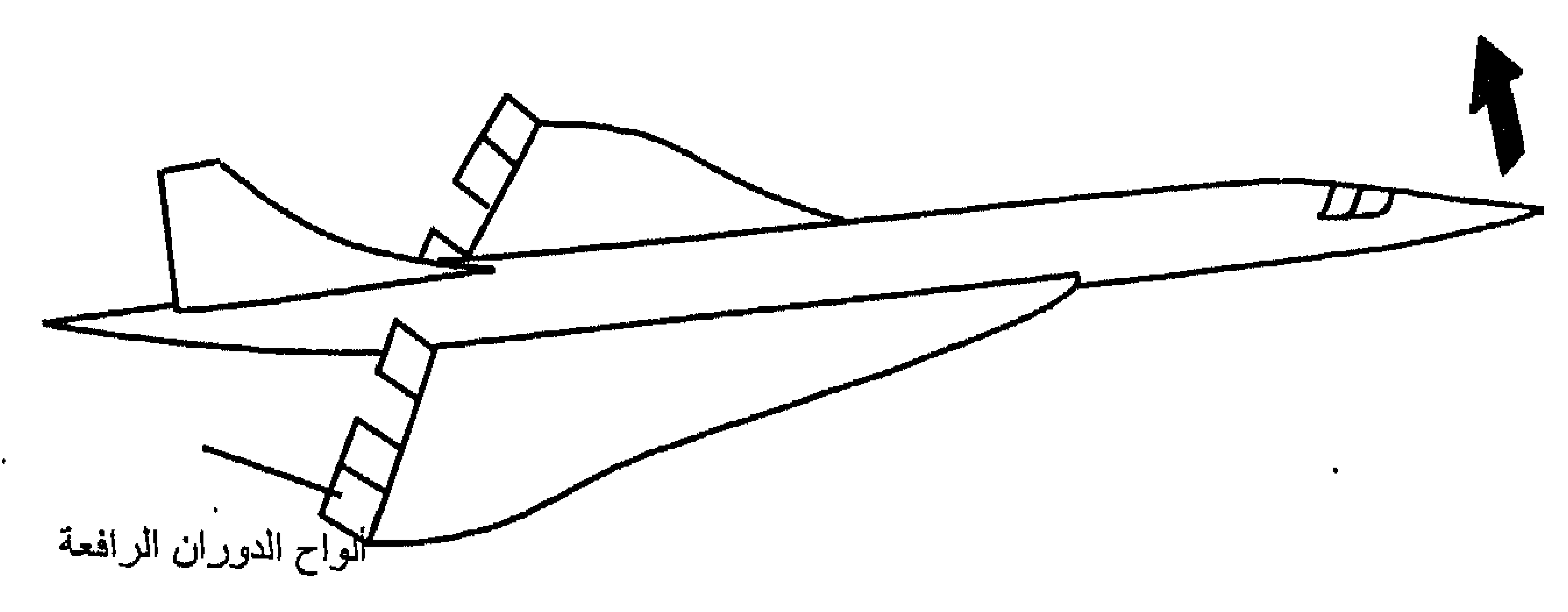
عند الازاحة الى اليمين فإن الطائرة تدور الى اليمين أيضاً كنتيجة ثانوية للازاحة (Secondary effect of rudder). إذن النتيجة الثانوية لاستخدام الدفة هو دوران الطائرة في نفس جهة الازاحة الأفقية.



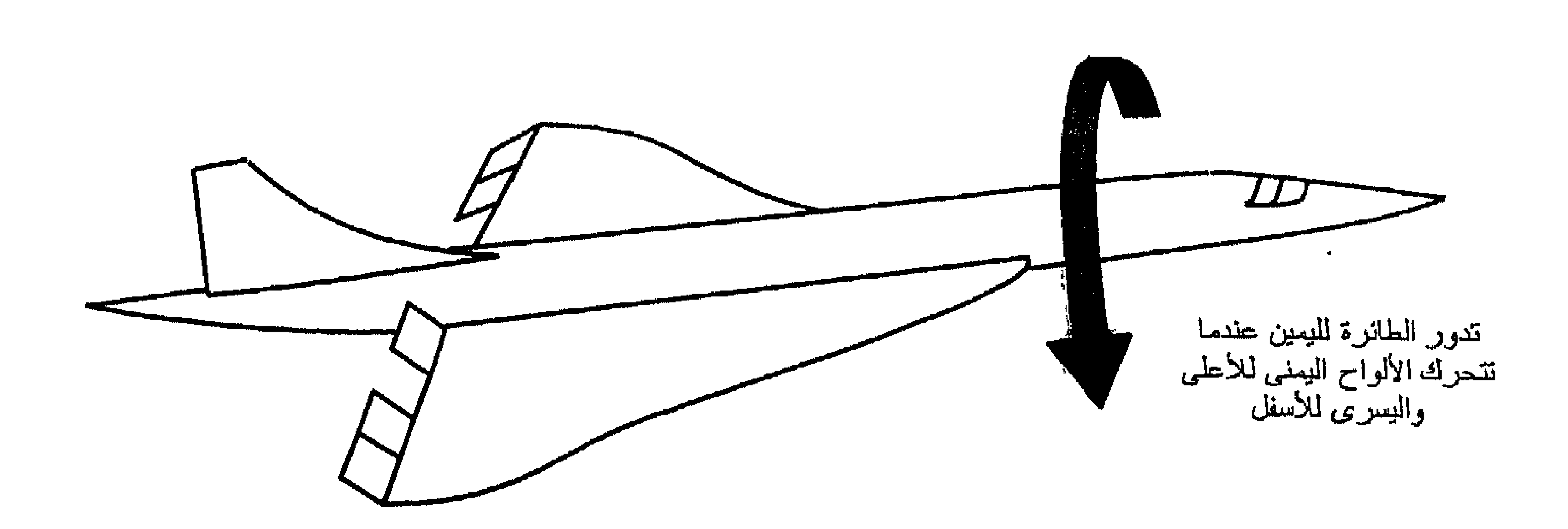
الشكل 10 – 8 التأثير الثانوي للازاحة الأفقيه

ألواح الدوران الرافعة (Elevons)

هذه الألواح وهي دمج بين ألواح الدوران Ailerons واللوح الرافع Elevator بحيث تؤدي عملها معاً كما في الصورة التالية:



الشكل 11 – 8 آلية عمل ألواح الدوران الرافعة عند استخدامها لرفع مقدمة الطائرة



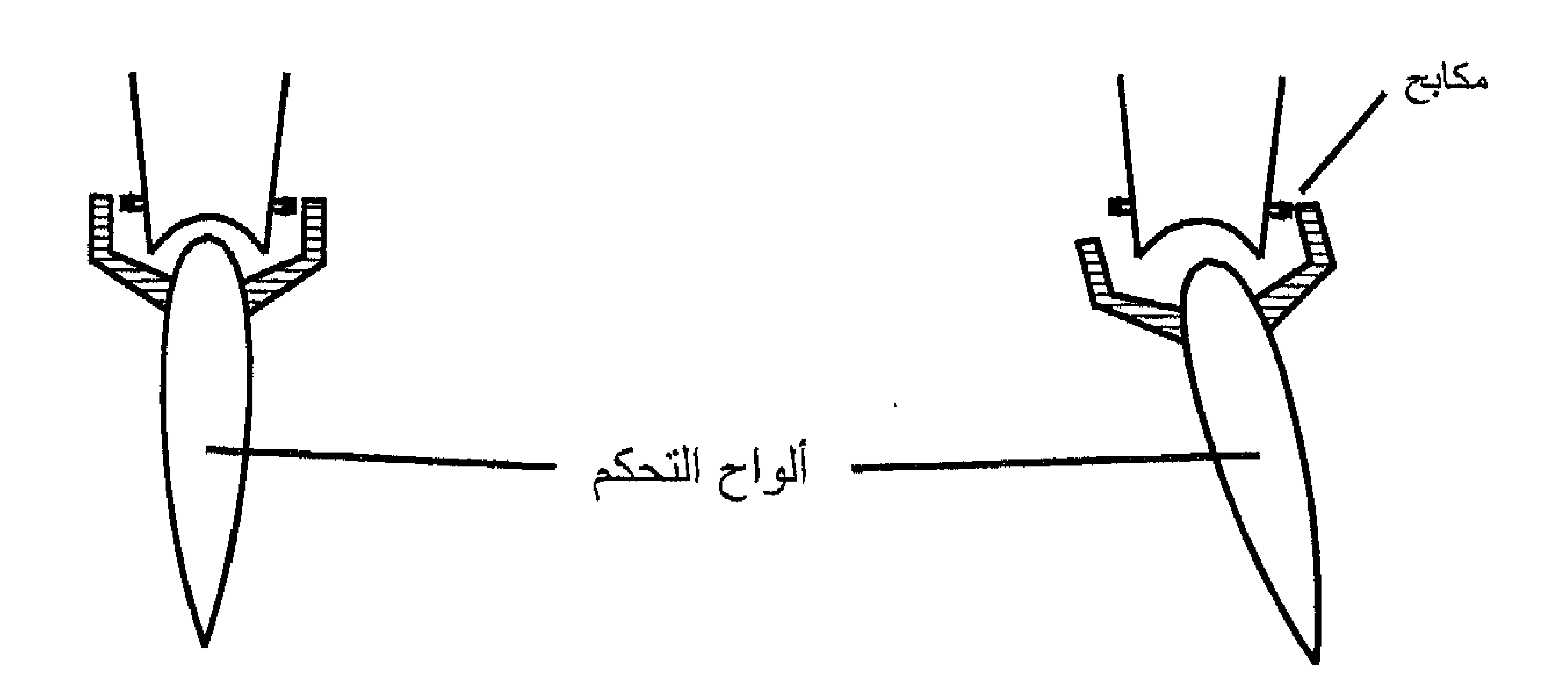
الشكل 12 – 8 آلية عمل ألواح الدوران الرافعه عند استخدامها للدوران

وتكون هذه الألواح في مؤخرة الأجنحة وعند تحريكها الى الأعلى ترتفع مقدمة الطائرة أما عند الدوران فتتحرك بنفس آلية ألواح الدوران العادية. ولكن عندما نريد رفع مقدمة الطائرة مع الدوران في نفس الوقت فإن الألواح عي جهة واحدة من الأجنحة تتحرك للأعلى بصورة أكبر من الجهة الثانية.

مثلاً نريد الارتفاع وتغيير المسار الى اليمين: كلا الجهتين يتحركان الى الاعلى ولكن الالواح في الجهة اليمنى ترتفع للأعلى بصورة أكبر.

مكابح ألواح التحكم Control limit Stop

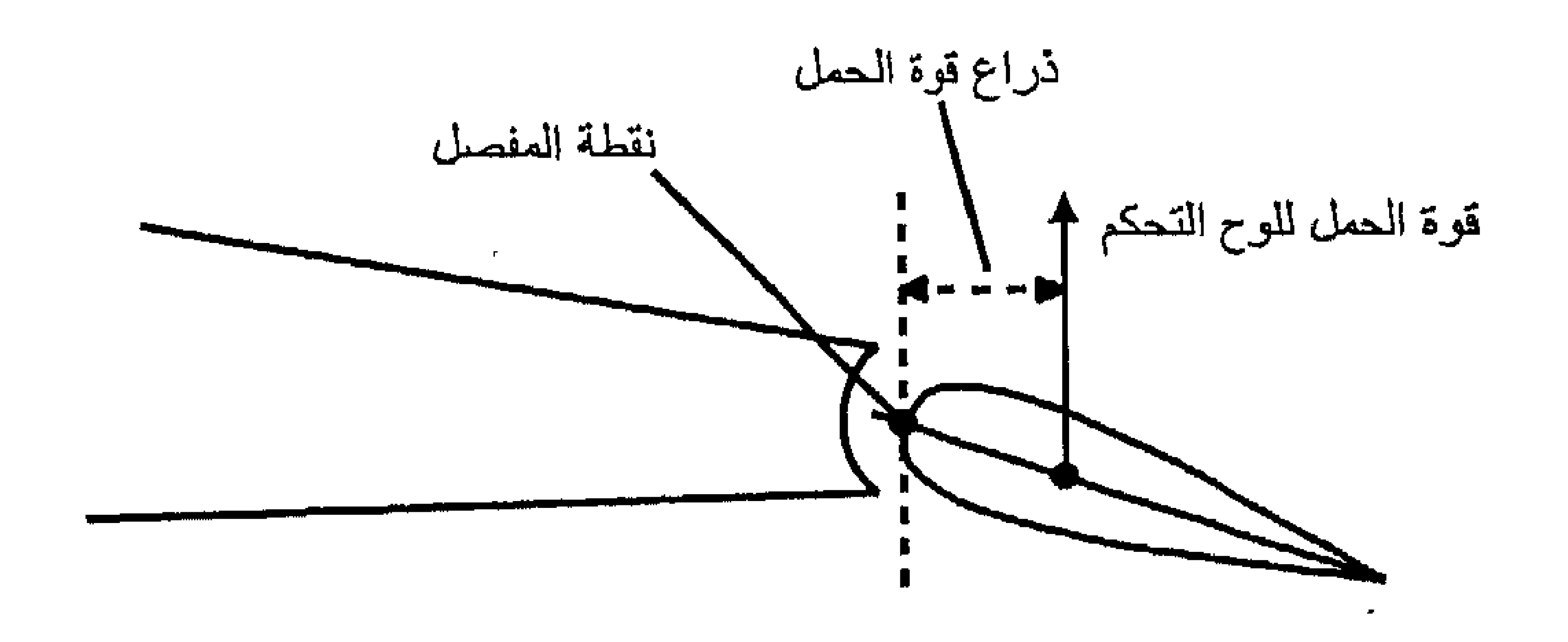
وتكون هذه المكابح مصممة بطريقة تمنع تحرك الواح التحكم بصورة أعلى من الصورة المطلوبة، أو بصورة تحمّل الطائرة أكثر من قدرتها البنيوية.



الشكل 13 – 8 مكابح ألواح التحكم

من المهم جداً بعد التحدث عن الأجزاء الرئيسية التي يتم من خلالها التحكم في الطائرة التحدث عن كيفية التحكم فيها وثباتها أثناء الطيران بسرعات

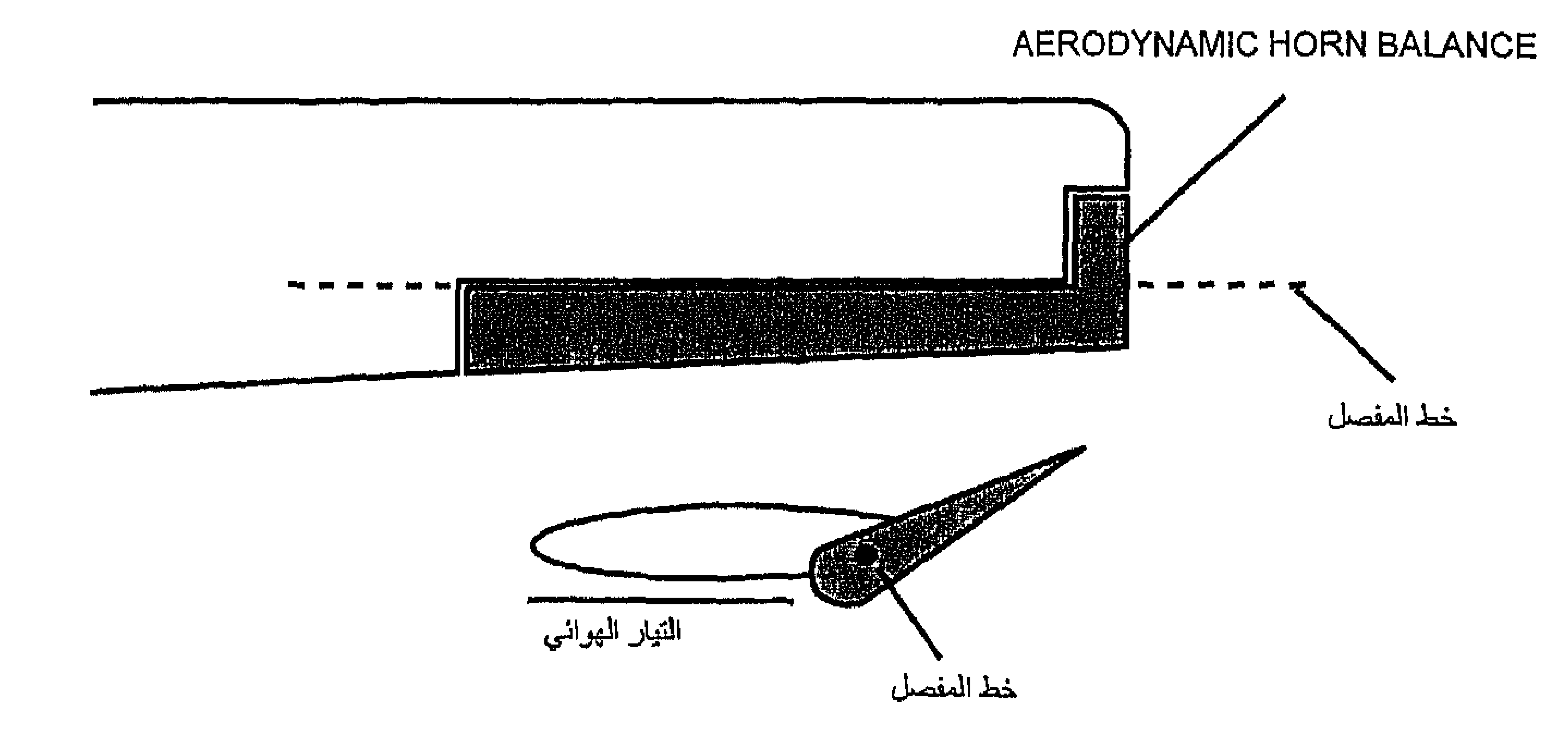
عالية. هناك عدة أمثلة على ذلك فالشكل التالي يمثل طريقة التوازن الديناميكي الهوائي Aerodynamic Balance



الشكل 14 – 8 التوازن الديناميكي الهوائي

وهنا يكون تصميم لوح التحكم مشابه تماماً للجناح بحيث لو أخذناه بصورة مفردة نستطيع تحليل القوة المؤثرة عليه من قوة حمل ومقاومة وغيرها. وإذا نظرنا الى الصورة بتعمق نلاحظ أن قوة الحمل الناتجة لها ذراع مع نقطة المفصل، وكلما زاد طول الذراع كلما كان التحكم أسهل في هذا اللوح. يتم تصميم اللوح بحيث يكون طول الذراع هو الطول المثالي لانتاج قوة قادرة على تحريكه بصورة ليست سريعة ولا بطيئة وذلك لانتاج القدرة على التحكم في الطائرة بدقة متناهية.

ومن الطرق الأخرى المستخدمة أيضا هي التوازن باستخدام جزء من اللوح بحيث يكون خارجاً عن نقطة المفصل كما في الشكل التالي.

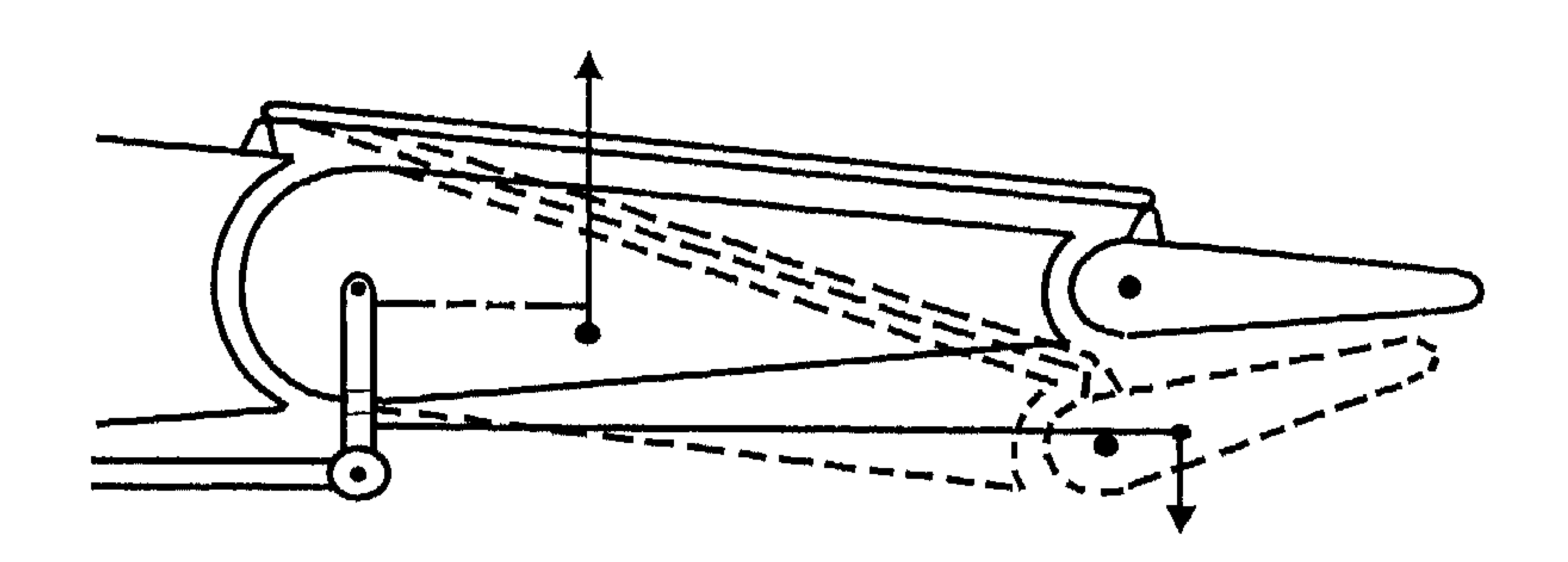


الشكل 16 – 8 Horn Balance

تسمى هذه الطريقة بالتوازن المزماري أوHorn Balance ، كما نلاحظ من الصورة أعلاه أن هذا الجزء الخارج عند نقطة المفصل يرتطم بتيار الهواء القادم محدثاً قوة تعمل على دفع اللوح للأعلى وتساعد على تثبيت اللوح بالزاوية الصحيحة.

لسان التوازن (Trim Tab)

على عكس الطرق السابقة المستخدمة في تثبيت ألواح التحكم بالطائرة، قام المصممون باختراع جديد ألا وهو لسان التوازن أو التثبيت (Trim Tab) هذا اللسان هو عبارة عن لوح صغير مثبت عند حافة لوح التحكم بالطائرة ويتحرك بعكس حركته، أي إذا تحرك لوح التحكم بالطائرة الى الأسفل تحرك اللسان الى الاعلى كما في الشكل.



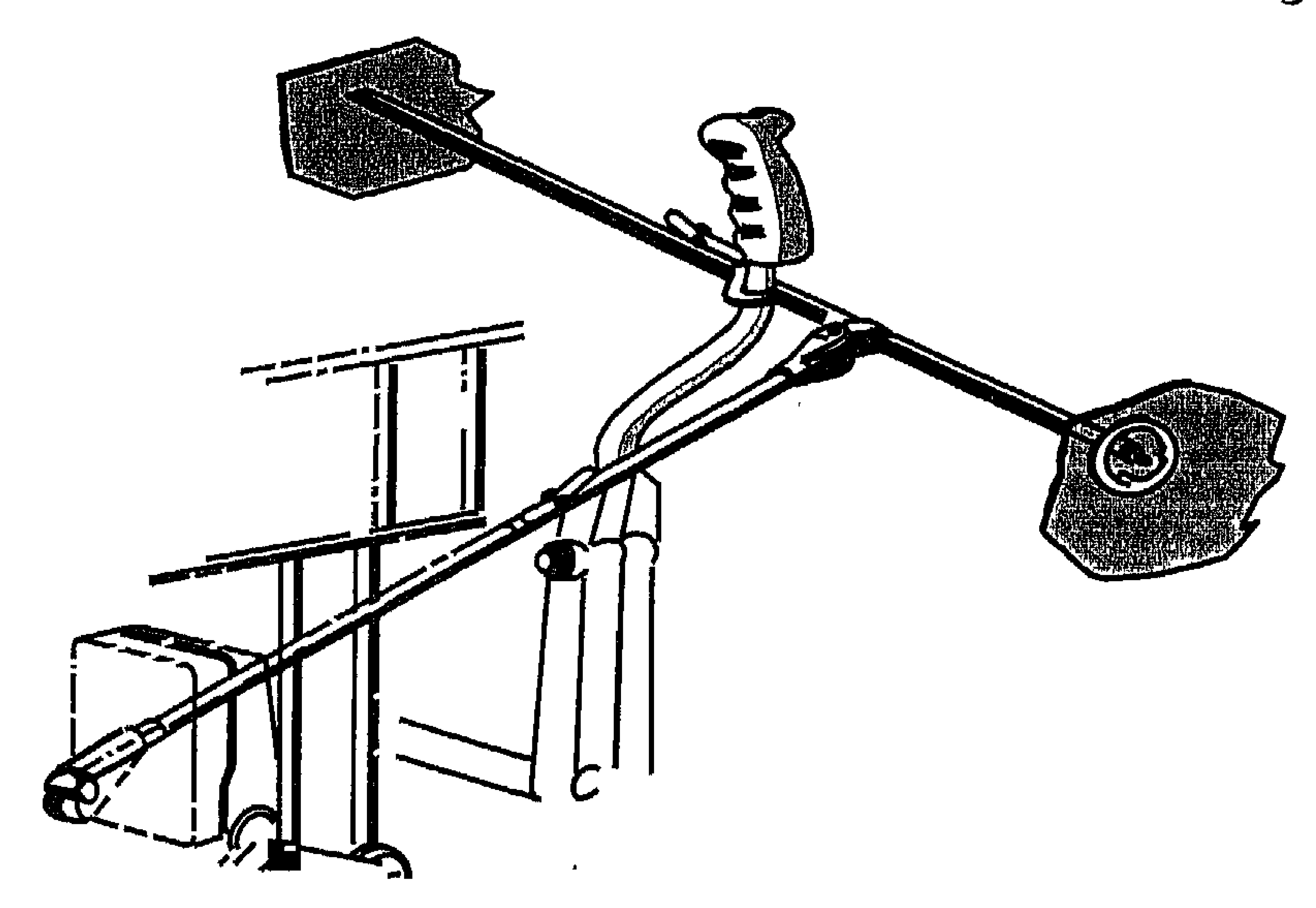
الشكل 19 – 8 لسان التثبيت

لاحظ أن هذه الآلية ستؤدي إلى توازن تام في اللوح، أي تثبيته في الزاوية المناسبة حيث أن ارتفاع اللسان يؤدي الى إنتاج قوة دافعة للأسفل تدفع لوح التحكم للأسفل وتثبته هناك وهذا يساعد على تخفيف القوة المطلوبة من الطيار في الطائرات الصغيرة التي يتم التحكم بها عن طريق كوابل معدنية مرتبطة بعمود التحكم بقمرة القيادة. كما يساعد في التخفيف من القوة المطلوبة من الأجهزة الهيدروليكية في الطائرات الكبيرة.

ملاحظة مهمة :

يعتبر لسان التوازن (Trim Tab) من أهم أجزاء التحكم في الطائرة ويوجد في بعض الطائرات مع اللوح الرافع والدفة وألواح الدوران أيضاً.

أود الذكر في آخر هذا الفصل أنه يتم استخدام بعض الطرق لمنع ألواح التحكم من الحركة أثناء وقوف الطائرة في مكان اصطفاف الطائرات في المطار وذلك لمنعها من التحرك مع حركة الرياح وبالتالي حمايتها من التلف، مثال على ذلك الطريقة المستخدمة في الطائرات الصغيرة الحجم كما في الصورة التالية. حيث يتم وضع مقبض ماسك يرتبط بعمود التحكم في قمرة القيادة مانعا إياه من الحركة وهذا يؤدي إلى منع ألوح التحكم بالطائرة من الحركة أثناء اصطفاف الطائرة.



الشكل 20 – 8 المقبض الماسك لعمود التحكم في قمرة القيادة

الفصل التاسع

الأجزاء الثانوية للتحكم بالطائرة

Secondary Flying Controls

الأجزاء الثانوية للتحكم بالطائرة

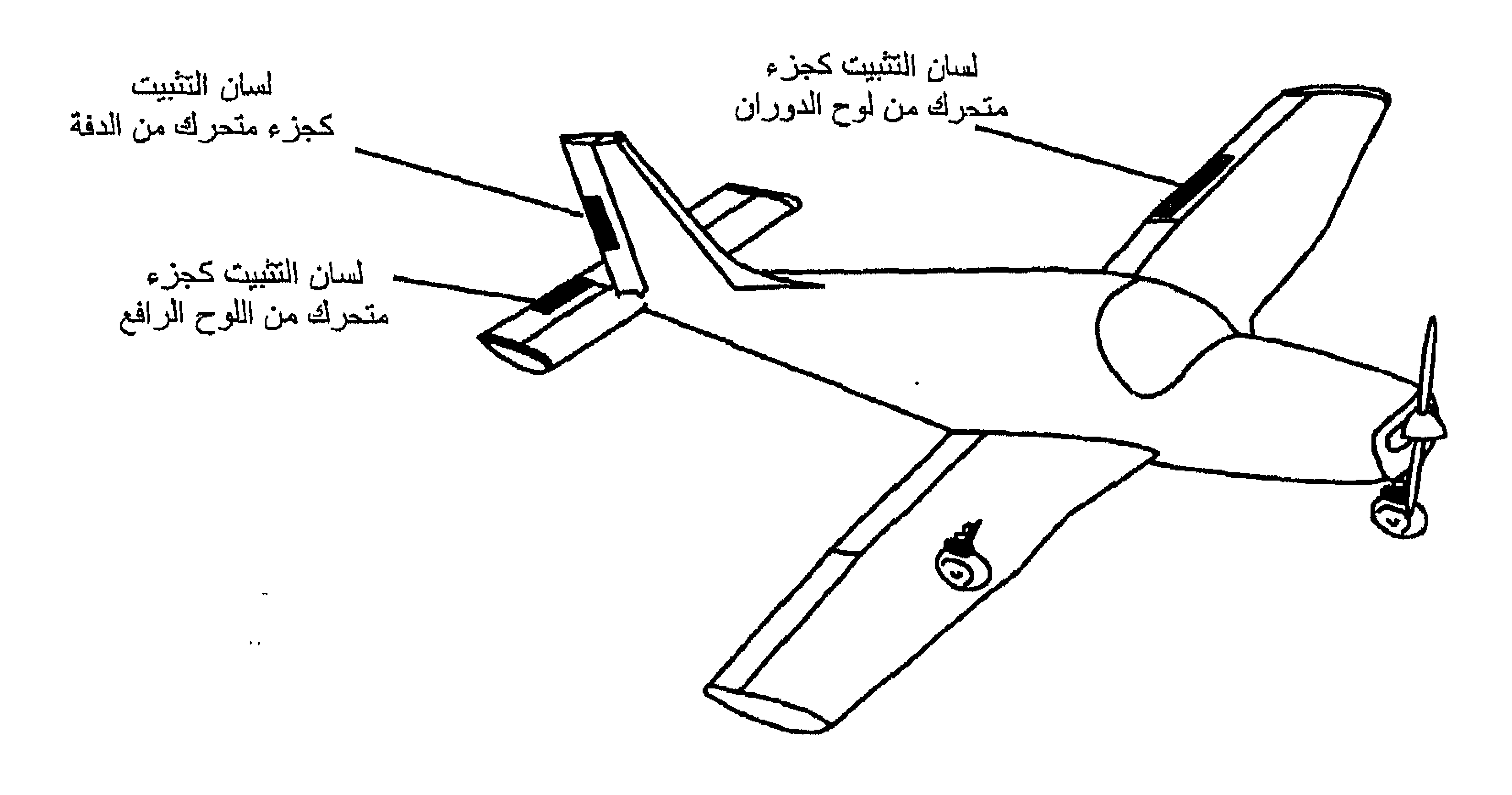
في الطائرات الخفيفة تكون الأجهزة الثانوية للتحكم بالطائرة على قسمين:

1. نظام زيادة دقة الأجهزة الأساسية للتحكم بالطائرة (Trimming Control System)
2. نظام زيادة دعم قوة الحمل للطائرة (Lift Augmentation System).

وفي أبسط صور هذه الأنظمة، فإنها تتكون من ألواح تحكم صغيرة مرتبطة بكوابل معدنية إلى قمرة القيادة حيث يتم التحكم بها من خلال عدة أشكال من أجهزة التحكم.

نظام زيادة الدقة (Trimming Control System)

ونظام عمله في الأساس يقوم على انقاص القوى المطلوبة من الطيار والتي يستخدمها لتحريك عمود التحكم في قمرة الطيار الى الصفر، وهذا يسمح للطائرة بالطيران والاستمرار بعملية الإزاحة الأفقية (Yaw) أو الميل الرأسي (Pitch) أو الدوران (Roll) دون الحاجة لأي قوة إضافية تذكر من الطيار. في الطائرات الصغيرة يتكون هذا النظام من ألواح ثانوية متحركة تسمى (لسان التثبيت أو التوازن) (Trim Tab) وهو ما ذكرناه دون تفصيل في الفصل السابق ويكون هذا اللسان مرتبطاً مع الواح التحكم الأساسية. الشكل التالي:



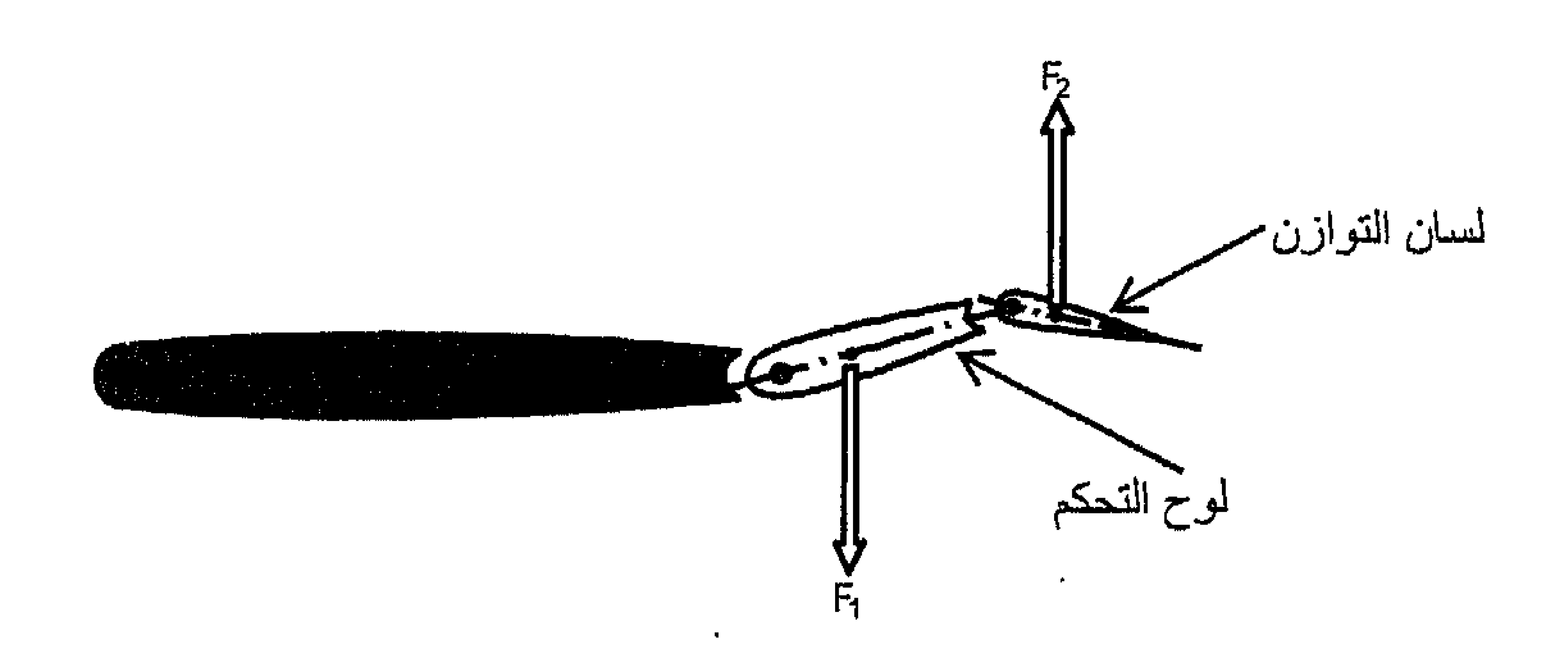
الشكل 1 – 9 مواقع لسان التثبيت

لا يوجد عادةً في الطائرات الصغيرة لسان توازن على جنيحات الدوران ولكن يوجد في معظم الحالات على اللوح الرافع وعلى الدفة.

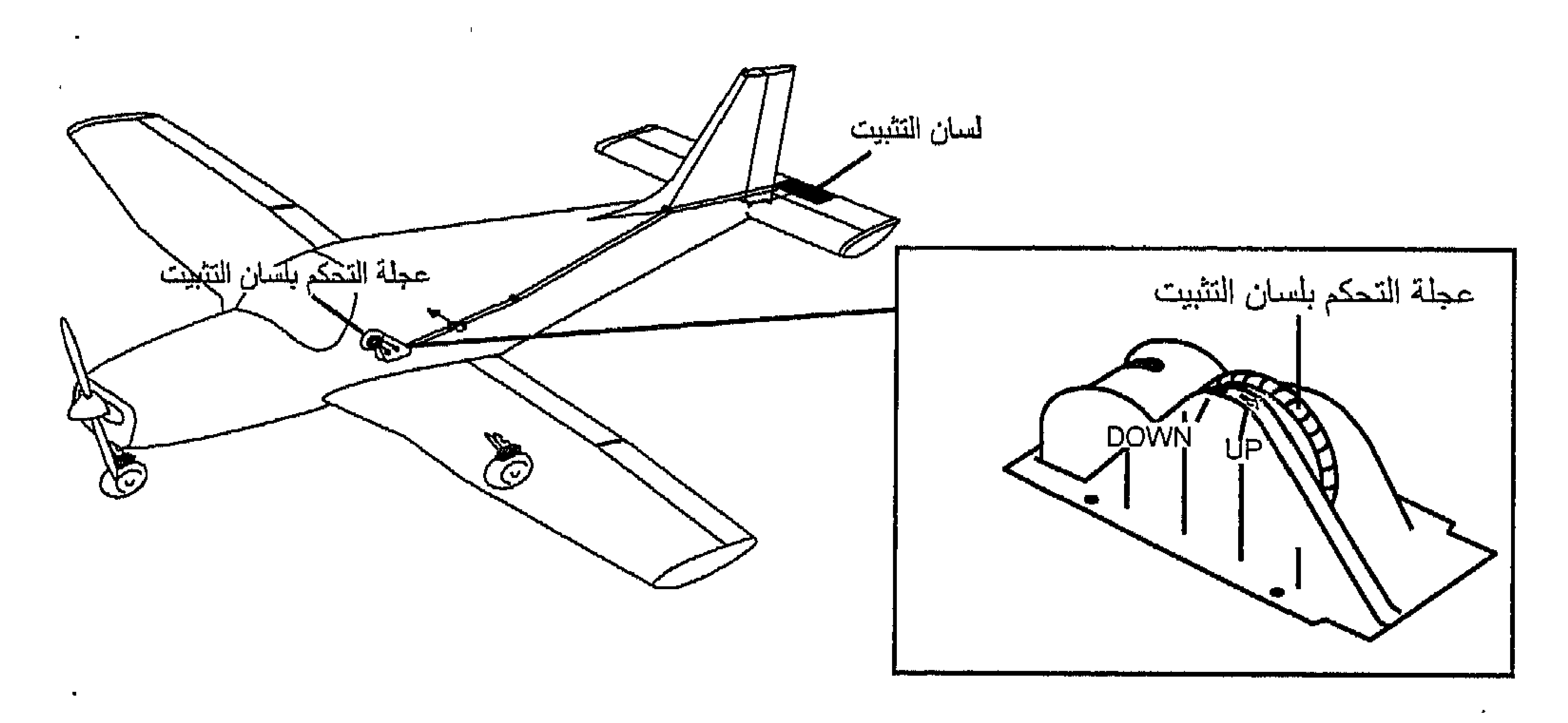
مبدأ عمل لسان التوازن (التثبيت) (Principle of trim tab)

بالنظر إلى الصورة أدناه نلاحظ أن لسان التوازن لديه نفس صفات ومميزات الجناح العادي، أي من الممكن أن تنتج له قوة حمل. وفي هذه الصورة قوة الحمل الناتجة من تحريكه الى الأسفل تكون للأعلى وبالتالي ستؤدي الى تثبيت لوح التحكم لأعلى والذي بدوره ينتج قوة دفع للأسفل. وفي هذه الحالة يكون لوح التحكم في المكان الذي نريد من غير اضافة أي قوة من الطيار في الطائرات الصغيرة أو أي قوة هيدروليكية في الطائرات الكبيرة.

ملاحظة هامة جداً: يتحرك دائماً لسان التوازن بعكس حركة لوح التحكم.

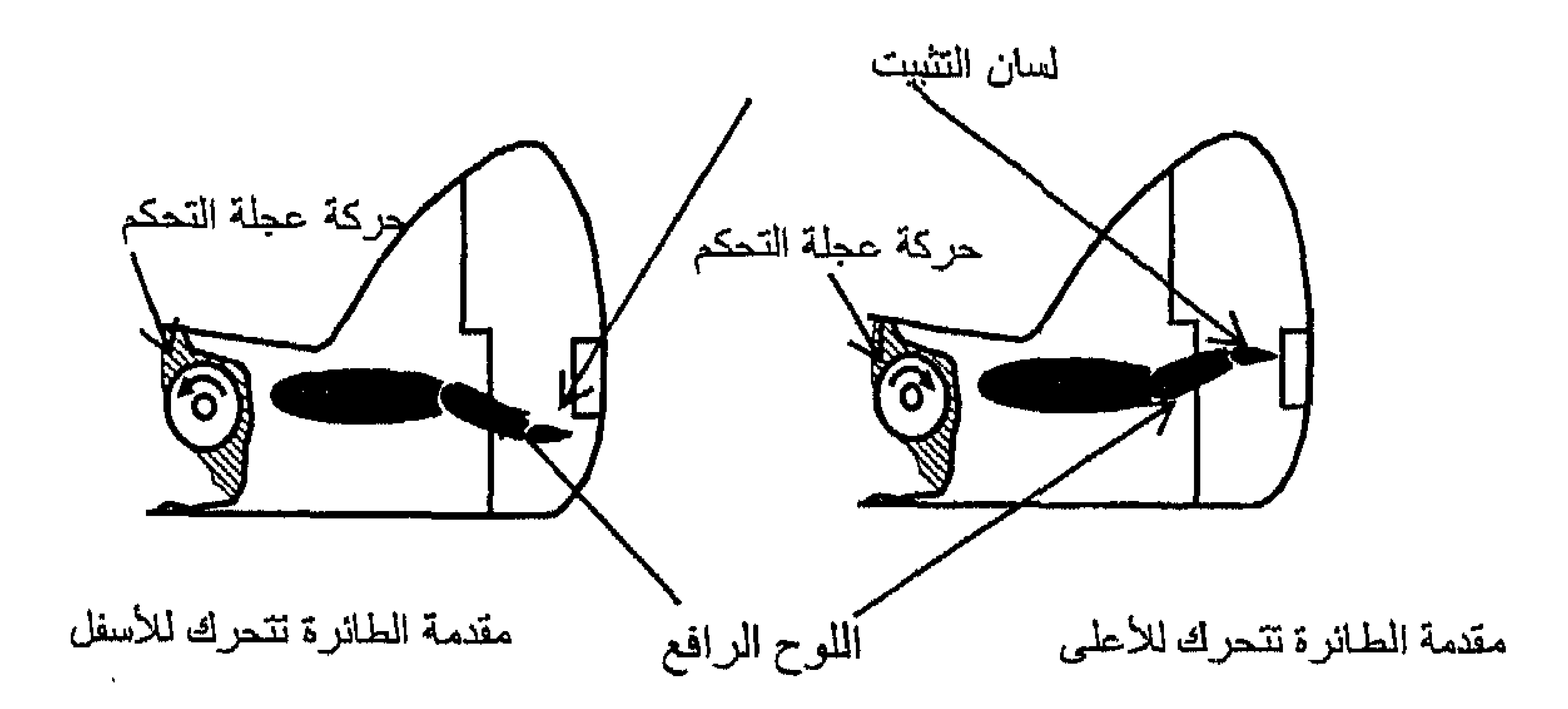


الشكل 2 – 9 مبدأ عمل لسان التوازن



الشكل 3 – 9 التحكم بلسان التثبيت على اللوح الرافع من قمرة القيادة

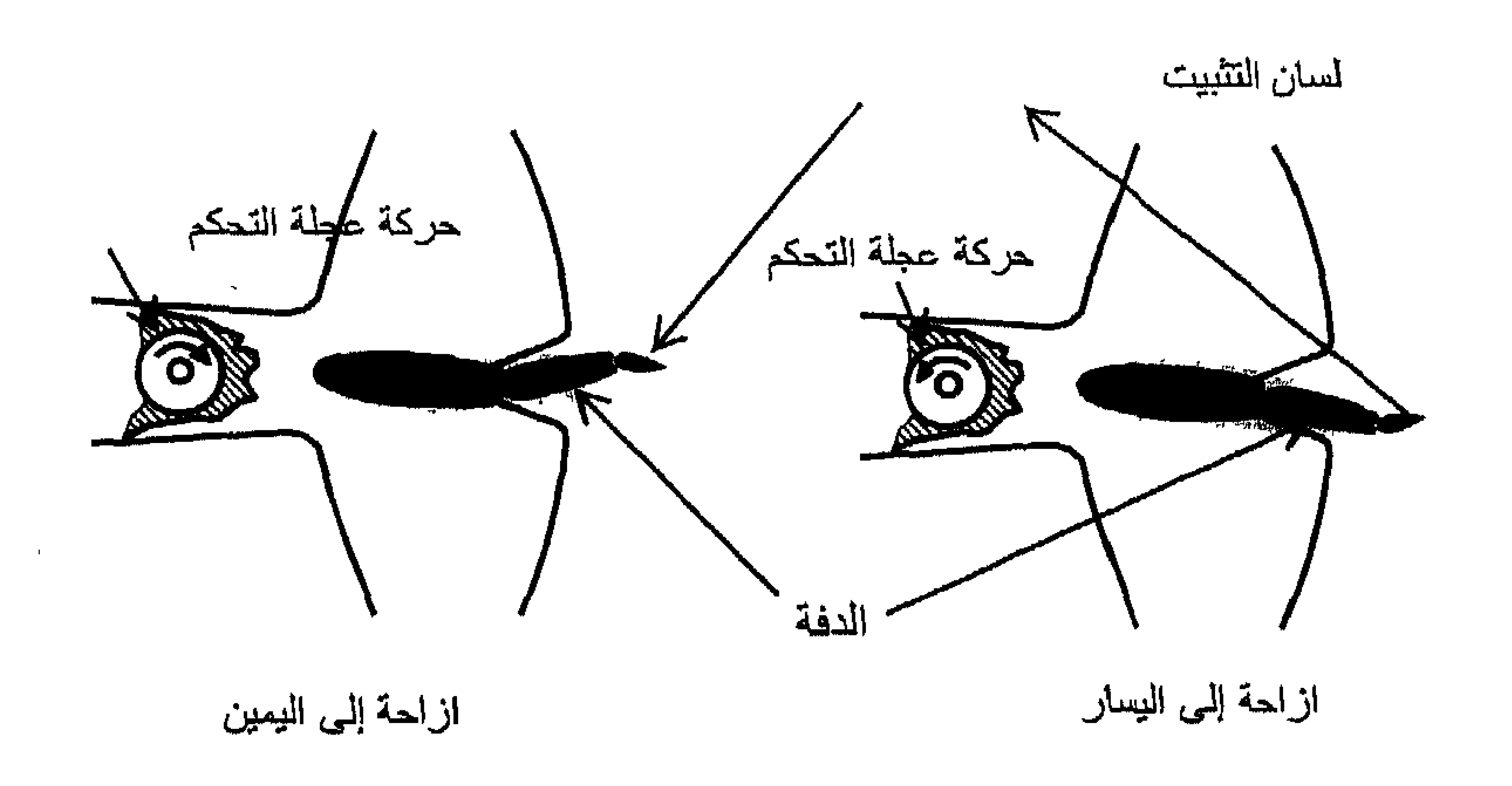
بعد هذا الشرح المبسط نتوجه الى قمرة القيادة لمعرفة كيفية التحكم بلسان التوازن، ففي قمرة القيادة توجد عجلة عمودية تتحرك للأعلى وللأسفل، الشكل 3 – 9. عند تحريك هذه العجلة للأعلى فإن لسان التوازن يتحرك للأعلى أيضاً وهذا يؤدي الى دفع اللوح الرافع للأسفل جاعلاً مقدمة الطائرة تميل للأسفل، وكلما أراد الطيار دفع مقدمة الطائرة للأسفل فما عليه إلا أن يدفع عمود التحكم للأمام بالمقدار الذي يريد ثم يثبت اللوح الرافع بواسطة لسان التثبيت وذلك بتحريك العجلة للأمام.



الشكل 4 – 9 لسان التثبيت على اللوح الرافع

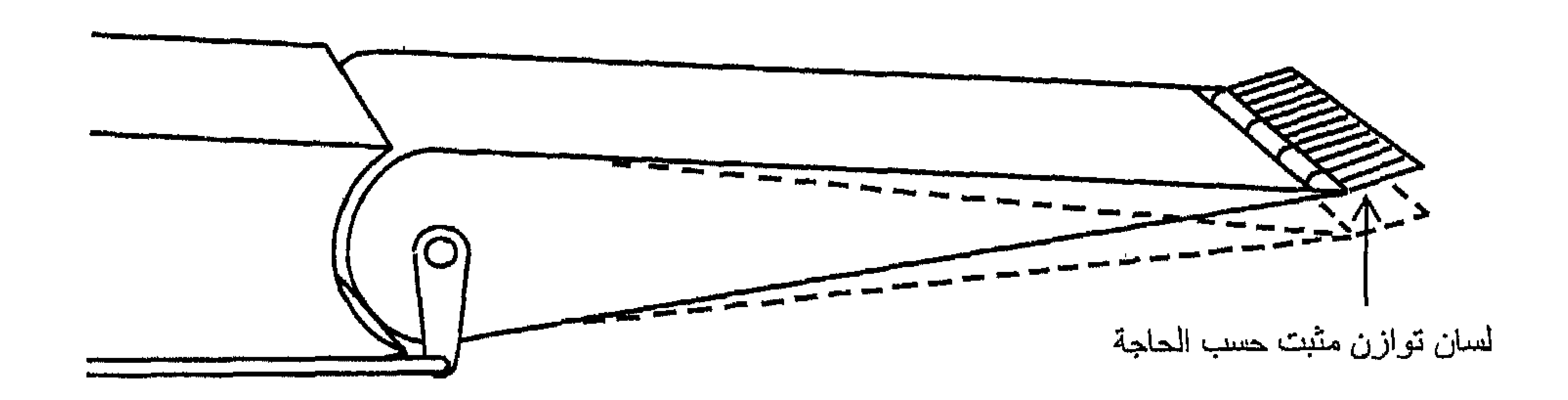
ملاحظة مهمة جداً: لا يستخدم لسان التوازن للقيام بمناورات الطيران وإنما يستخدم كعامل مساند لألواح التحكم الأساسية لتثبيتها بعد أن تأخذ الطائرة الوضع المطلوب منها.

في المقابل فإن لسان التوازن المستخدم في تثبيت الدفة يتم التحكم به من قمرة القيادة باستخدام عجلة أفقية، وعند تحريك العجلة الى اليمين مثلاً فإن اللسان يتحرك معها الى اليسار جاعلاً الدفة تتحرك الى اليمين مما يؤدي الى تحريك مقدمة الطائرة الى اليمين أيضًا.



الشكل 4 – 9 لسان التثبيت على الدفة

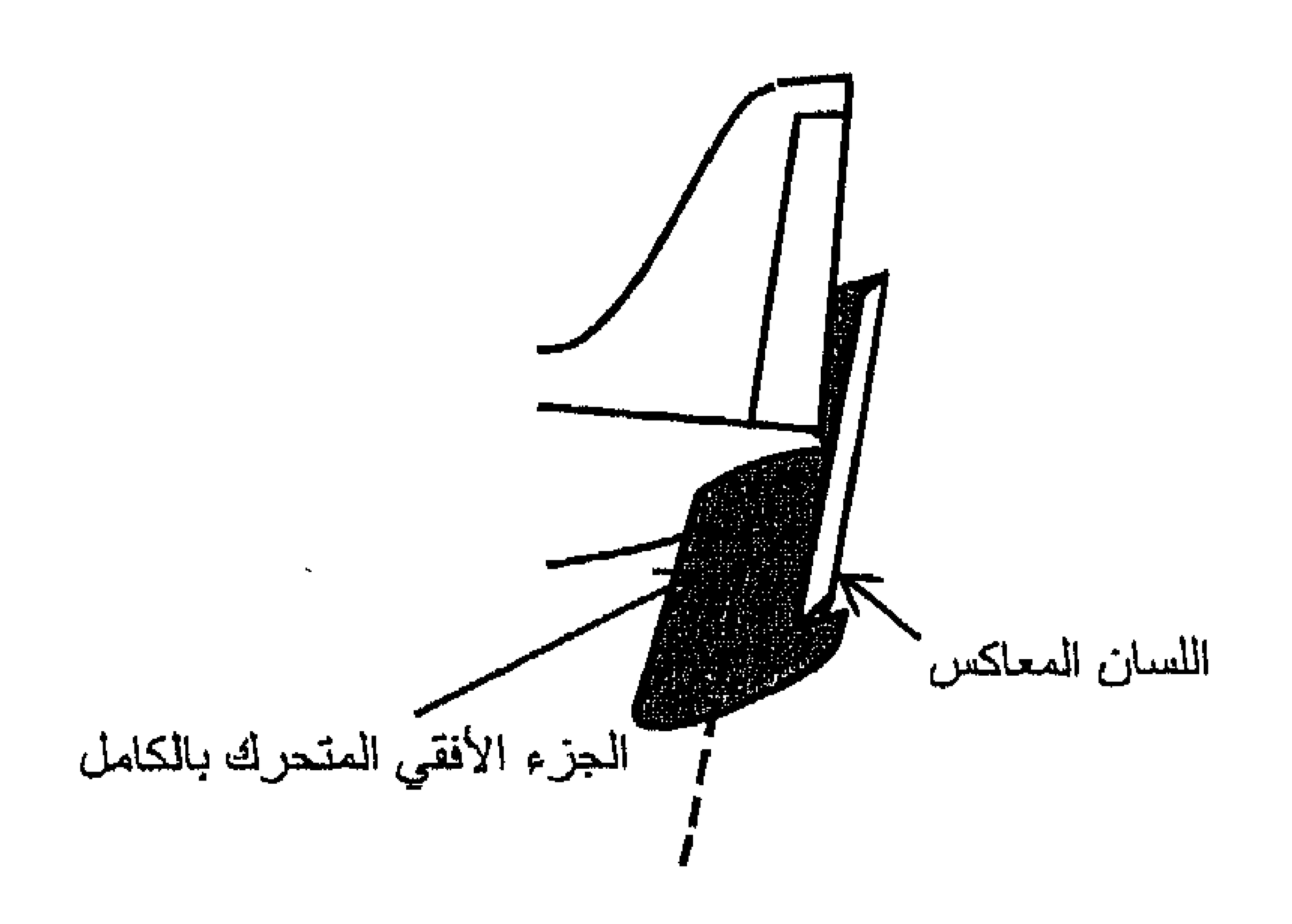
<u>معلومة:</u> هناك بعض الطائرات يكون لسان التوازن فيها ثابتاً لا يتحرك أثناء الطيران وإنما يتم تحريكه على الأرض وتثبيته في الوضعية المناسبة للطيران وذلك يعتمد على اتجاه الرياح والمناورات التي يريد الطيار القيام بها.



الشكل 5 – 9 لسان التوازن الثابت

كما أن بعض الطائرات التي تستخدم الجزء الأفقي من الذيل كلوح رافع (الطائرات الحربية في الغالب) يوجد لديها لسان توازن أيضاً. هذا اللسان ممكن أن يتحرك في الجهتين بحيث يزيد أو يقلل القوة المطلوبة لتحريك الجزء الأفقي من الذيل، يسمى هذا النوع (Combined trim / Anibalance tab) (اللسان المعاكس / الثنائي) **ويتم استخدامه عند السرعات العالية لزيادة القوة المطلوبة من الطيار أو من القوة الهيدروليكية** وذلك لجعل التحكم في الطائرة ذو فعالية أكبر حيث عند سرعات عالية فإن أي حركة على لوح التحكم ممكن أن تغير مسار الطائرة بصورة سريعة غير التي يحتاجها الطيار في حينه (أضرب هنا مثال السيارة، فعند سرعات عالية لا تحتاج لتحريك المقود بصورة كبيرة لأن ذلك سيؤدي الى تغيير سريع في اتجاه السيارة وقد يؤدي الى حادث).

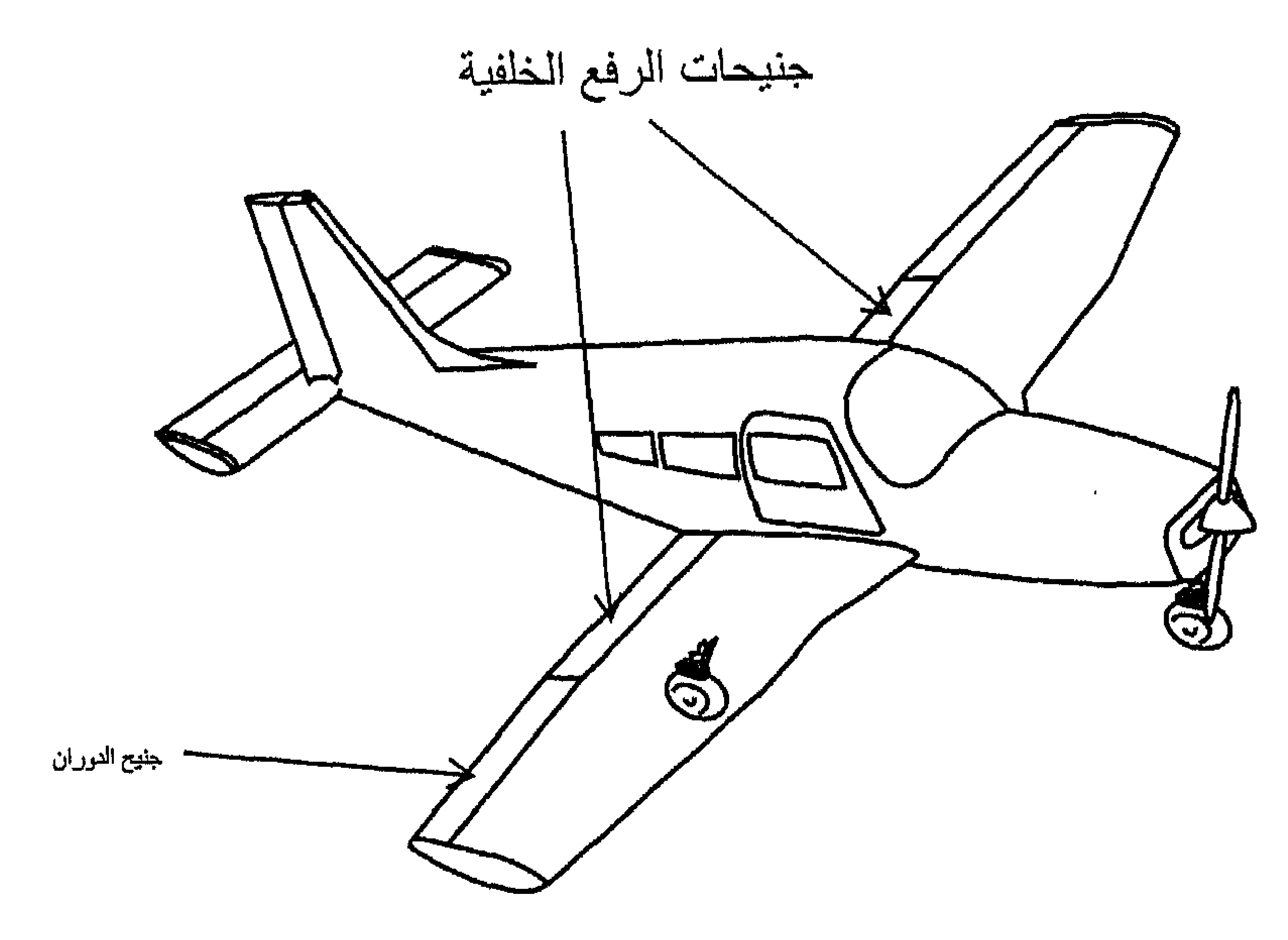
وبالتالي يستخدم اللسان المعاكس في سرعات عالية لمنع التغيير المفاجئ في اتجاه الطائرة والذي قد يؤدي الى تلف هيكلها وتفككه. وعندما نقول سرعات عالية في الطيران نعني السرعات الأعلى من سرعة الصوت



الشكل 6 – 9 اللسان المعاكس

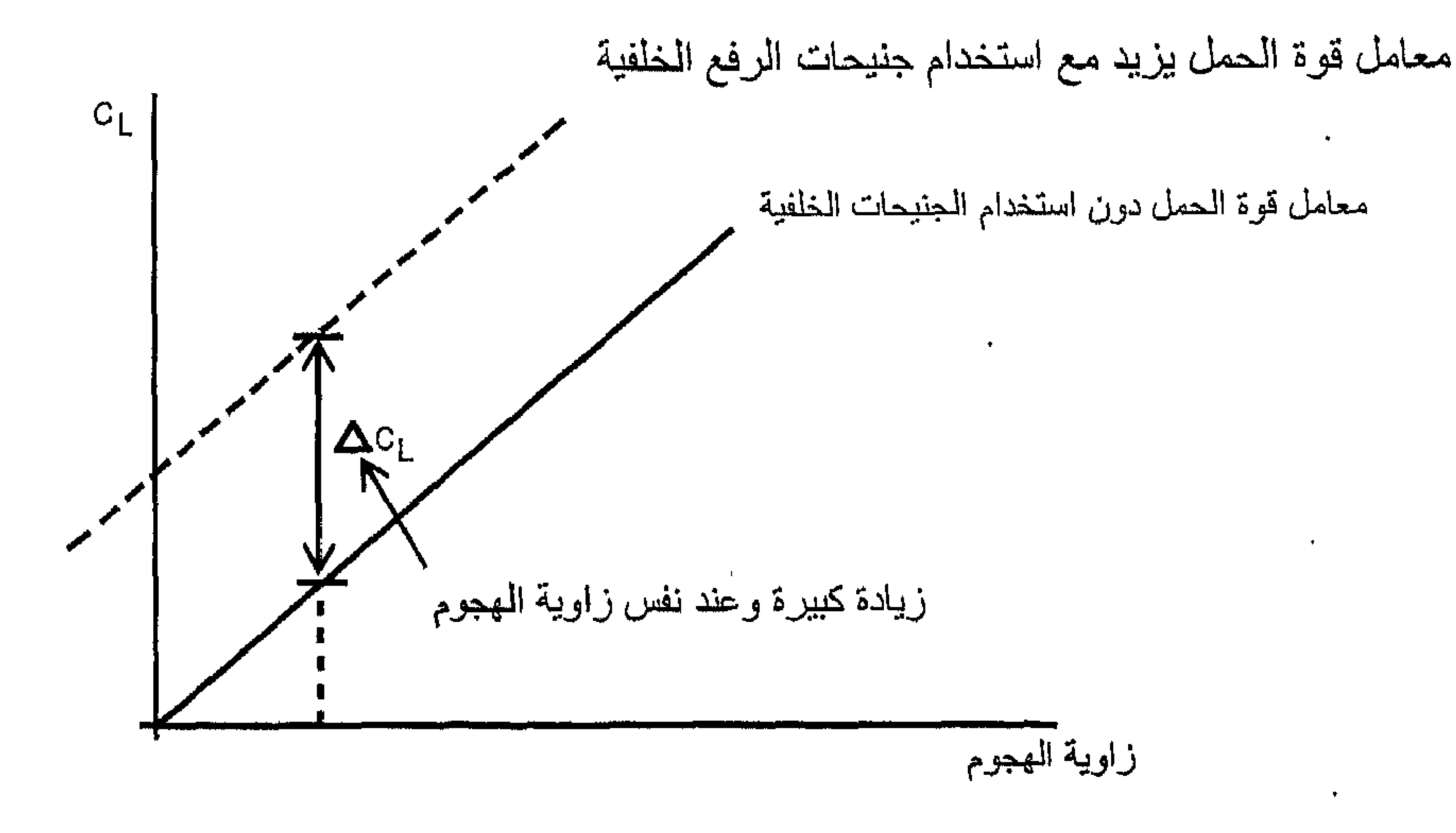
نظام زيادة ودعم قوة الحمل للطائرة
.(Lift Augmentation System)

أهم أجزاء هذا النظام هي جنيحات الرفع الخلفية (Trailing edge flaps) التي تكون في مؤخرة الجناحين في الجزء الداخلي لهما.



الشكل 7 – 9 جنيحات الرفع الخلفية

وهذه الجنيحات الخلفية Flaps تتحرك مع بعضها البعض في نفس الاتجاه وتعمل على زيادة قوة الحمل على الجناحين عند أي قيمة لزاوية الهجوم.



الشكل 8 – 9 معامل قوة الحمل يزيد مع استخدام جنيحات الرفع الخلفية

آلية عمل جنيحات الرفع الخلفية Flaps

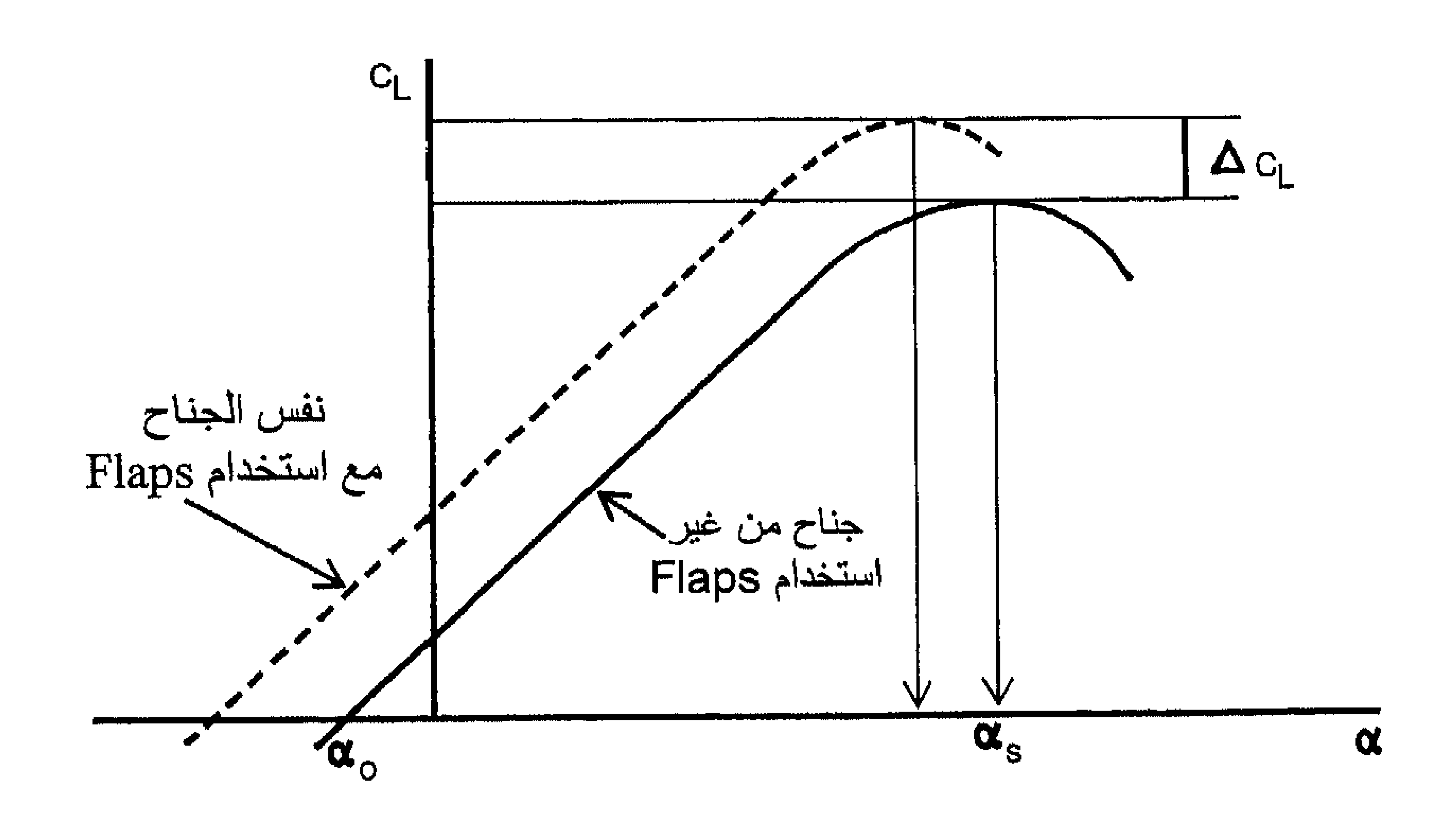
قلنا سابقاً أن قوة الحمل تزيد بزيادة C_L أو بزيادة (السرعة)^2.
وذلك حسب المعادلة التالية.

$$\text{Lift} = \tfrac{1}{2} \times \mathcal{D}\rho \times V^2 \times C_L \times S$$

وقلنا إن C_L هو معامل قوة الحمل ويزيد بزيادة زاوية الهجوم وزاوية الهجوم هي الزاوية بين التيار الهوائي النسبي المؤثر ووتر الجناح.

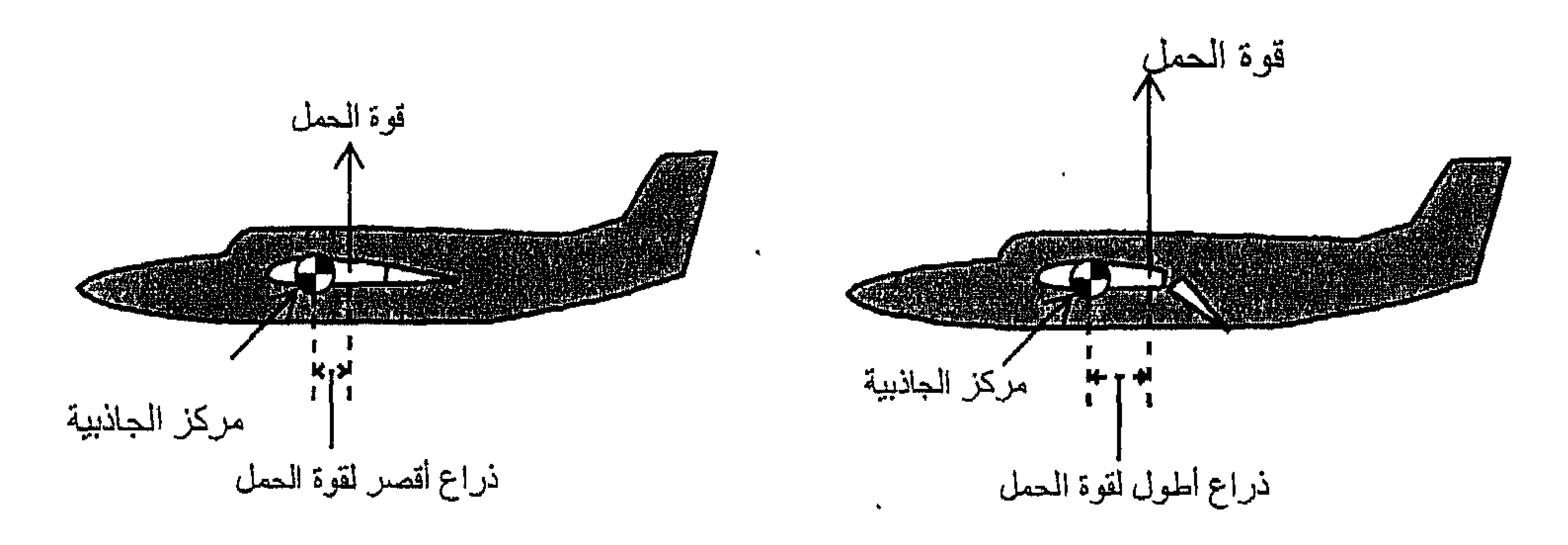
عندما يتم إنزال الـــ Flaps فإن وتر الجناح يتحرك الى الأسفل جاعلاً الزاوية بينه وبين التيار الهوائي المؤثر تزيد وهذا يعني أن زاوية الهجوم زادت أي C_L زاد أي زادت قوة الحمل.

وعند النظر على منحنى الـــ C_L مع زاوية الهجوم نلاحظ أن المنحنى يتحرك بأكله للأعلى معلناً زيادة كبيرة في كمية قوة الحمل الناتجة باستخدام Flaps .



الشكل 9 – 9 تزداد قيم قوة الحمل مع استخدام جنيحات الرفع الخلفية

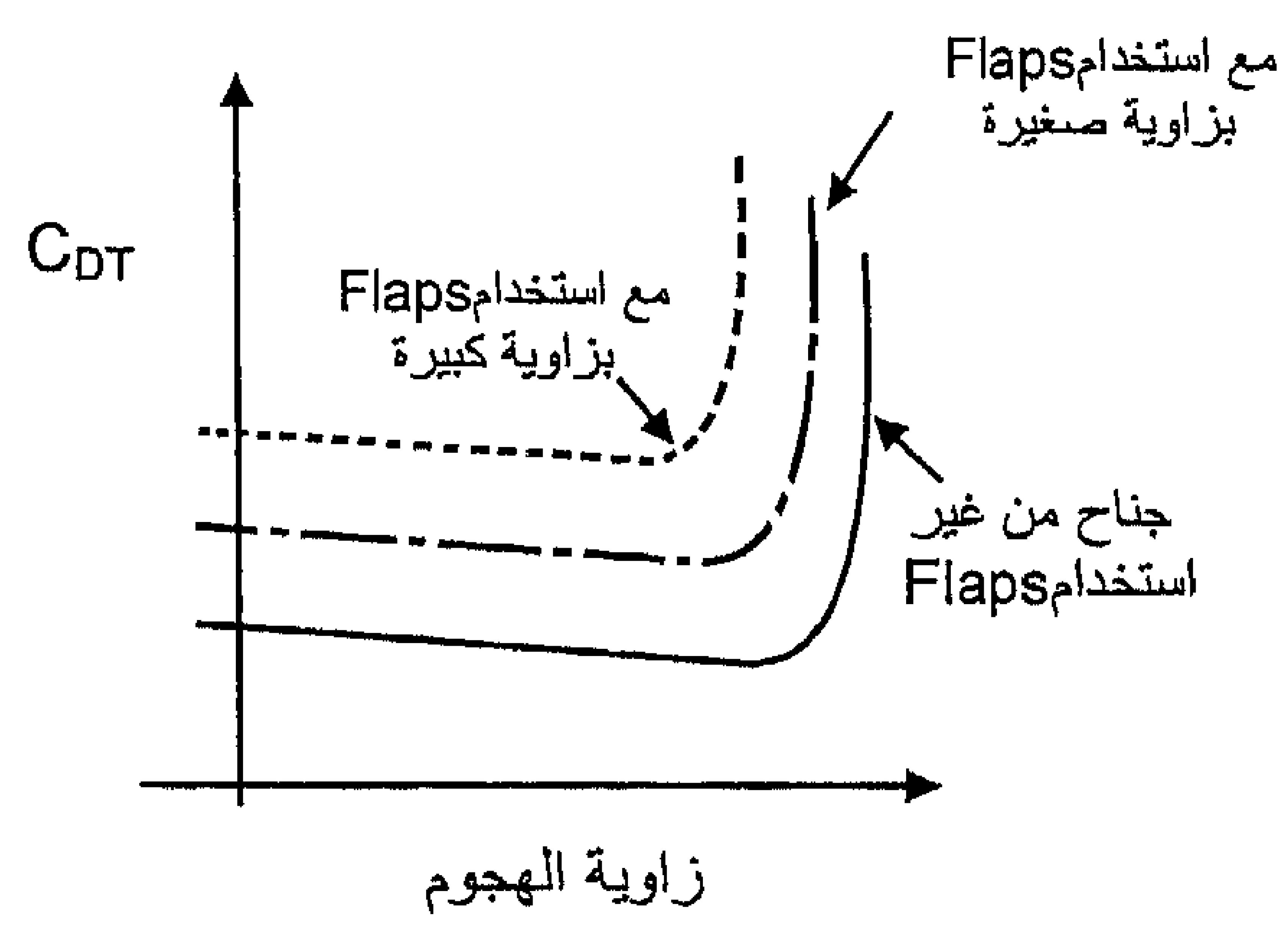
ملاحظة مهمة جداً: إن استخدام الـ Flaps يزيد من قوة الحمل بصورة كبيرة ولكنه يؤدي الى زيادة قابلية مقدمة الطائرة للميل للاسفل وذلك لأن مركز الضغط يتحرك للخلف على الجناح وخلف مركز الجاذبية الأرضية جاعلاً ذراع قوة الحمل طويلة مما يؤدي الى دفع المقدمة لأسفل.



الشكل 10 – 9 تميل مقدمة الطائرة إلى الأسفل عند استخدام جنيحات الرفع الخلفية

ملاحظة مهمة أيضاً : مع الإبقاء في الذاكرة أن مقاومة الهواء الكلية تزيد بزيادة قوة الحمل فإن مقاومة الهواء الكلية هنا تزيد بصورة كبيرة وذلك لزيادة قوة الحمل من جهة (مقاومة الهواء المحفزة تزيد) وللزيادة الكبيرة بـ(Form drag).

الشكل التالي يبين تأثير استخدام Flaps على معامل المقاومة C_{DT}.

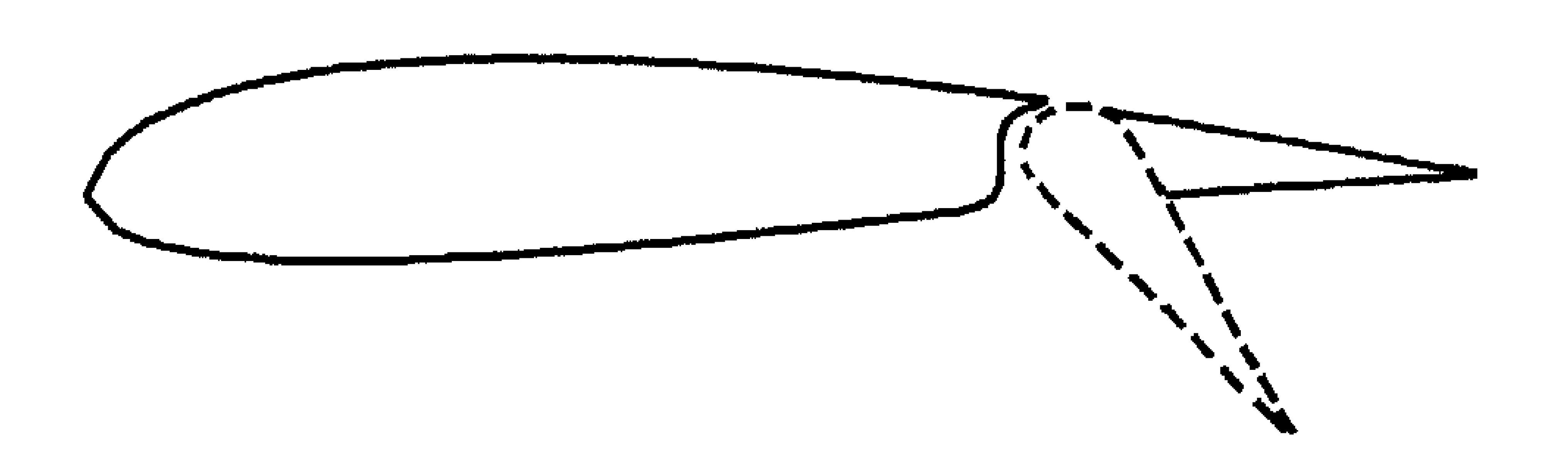


الشكل 11 – 9 تغير قيم معامل المقاومة مع الستخدام جنيحات الرفع الخلفية

أنواع جنيحات الرفع الخلفية (Types of Trailing edge flaps)

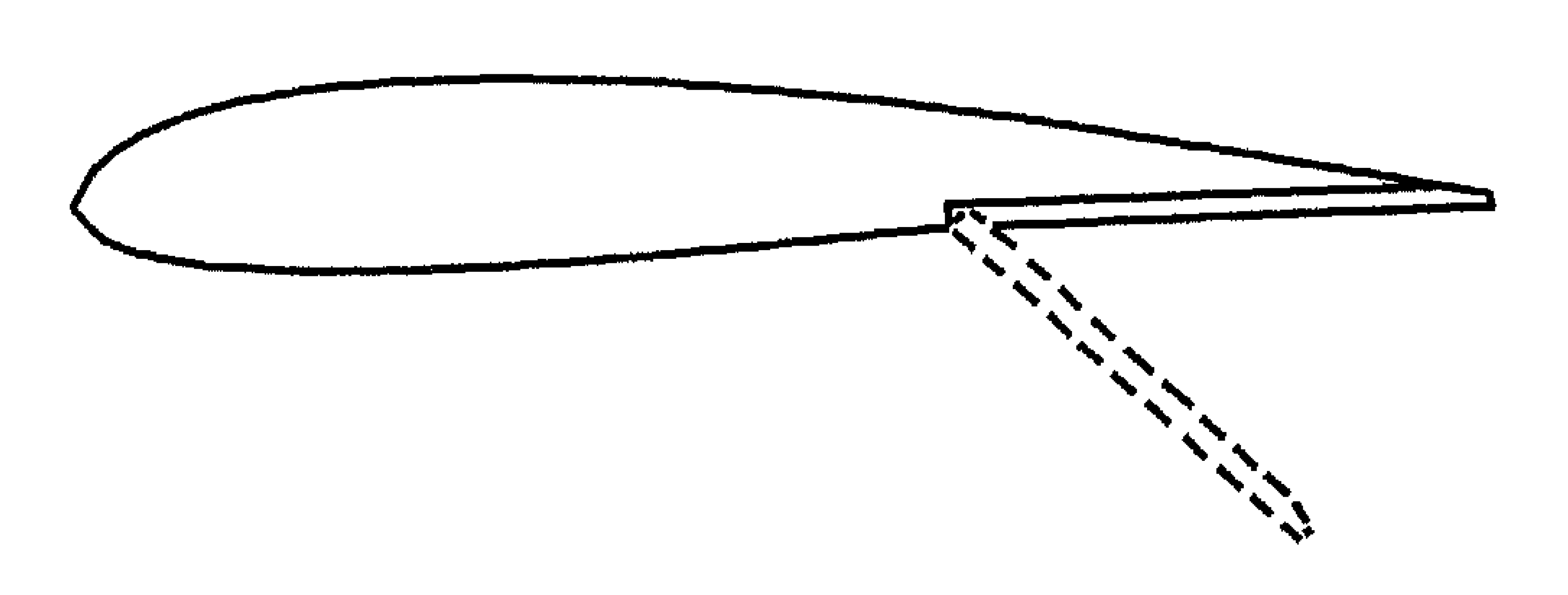
هناك عدة أنواع وأشكال من جنيحات الرفع الخلفية ولكن أهمها ما يلي:

<u>Plain Flaps</u>: وهو من أبسط أنواع الجنيحات حيث يكون عبارة عن جزء متحرك ذو شكل تكميلي للجناح وعند استخدامه أي تحريكه الى الأسفل يزيد من قوة الحمل ومن مقاومة الهواء في نفس الوقت.



الشكل 12 – 9 Plain Flaps

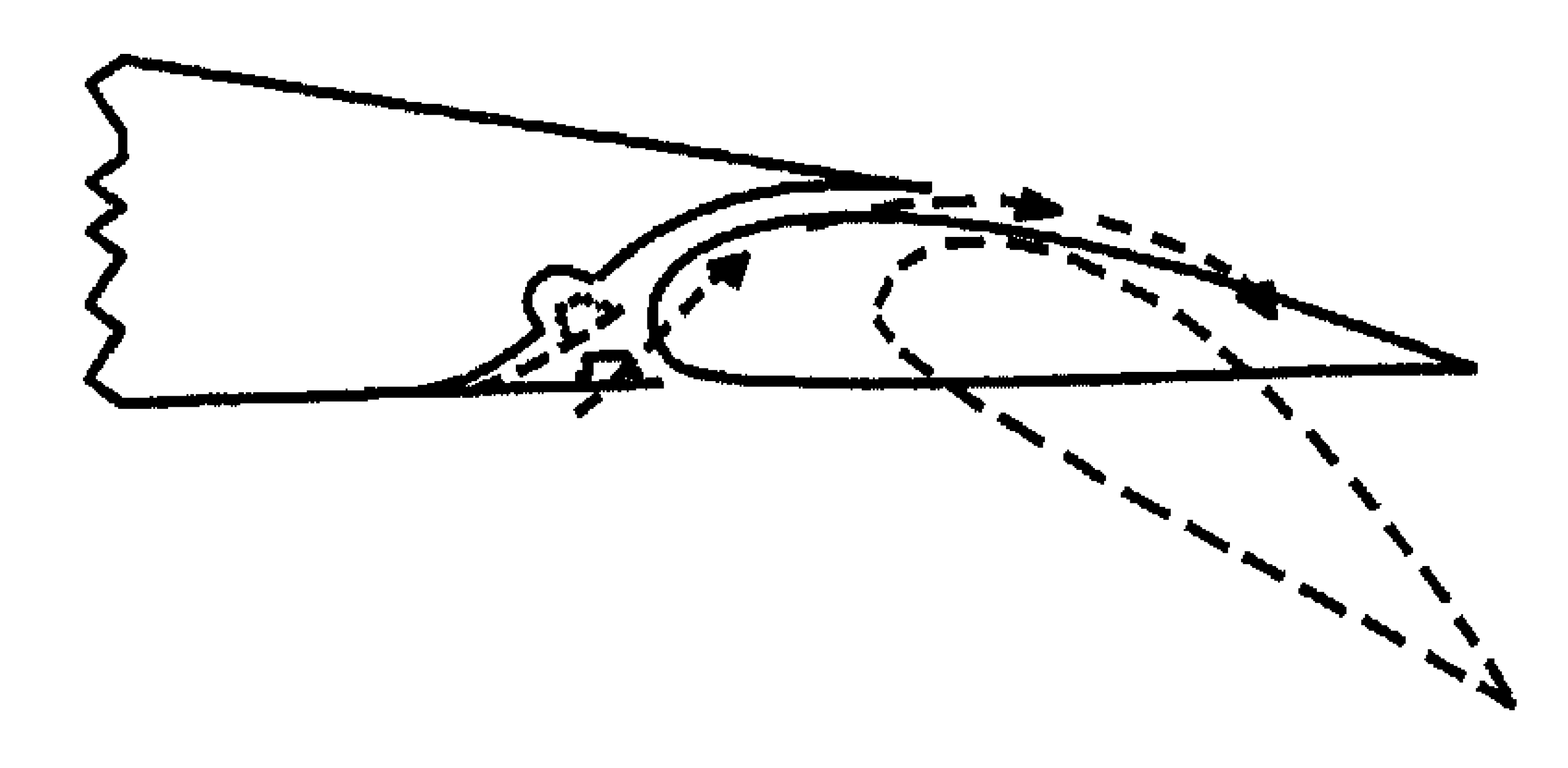
Split Flaps: وهو الجنيح الذي يكون على شكل لوح متحرك أسفل الجناح كما في الشكل.



الشكل 13 – 9 Split Flaps

لاحظ أن هذا النوع لا يؤدي الى تغيير إنحناء الجناح من الأعلى كما في النوع السابق، وهذا له إيجابية أنه يحافظ على عدم انفصال التيار الهوائي فوق الجناح الى أكبر وقت ممكن، وبالتالي فإن هذا النوع له فعالية أكبر و أفضل من النوع الأول.

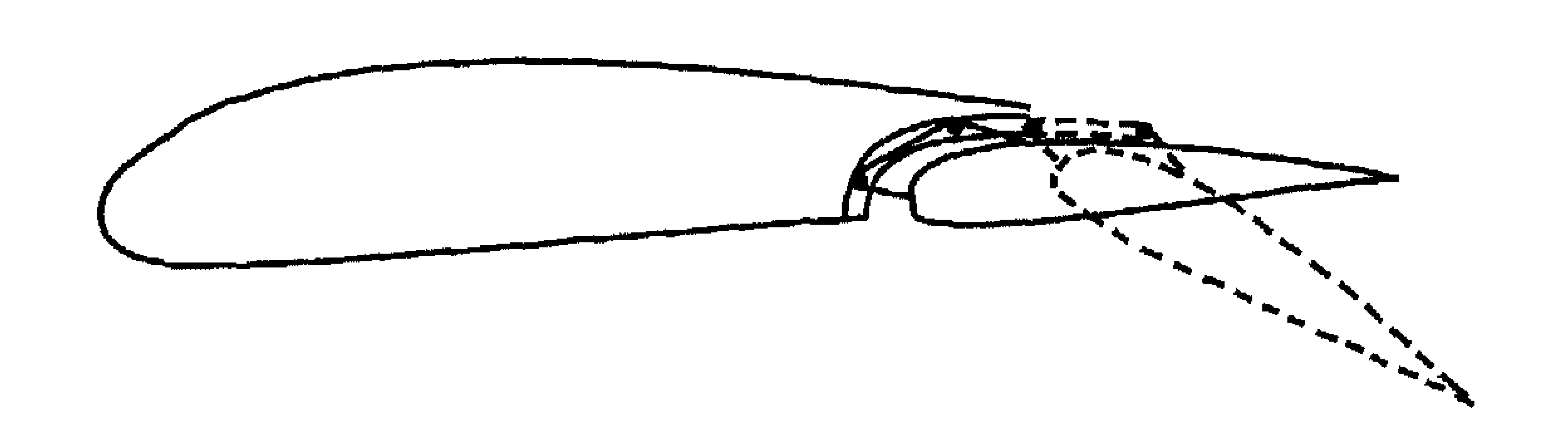
Slotted Flaps: وهذا النوع شبيه بالنوع الأول Plain flaps ولكن عند تحريكه للأسفل يترك فراغاً بينه وبين الجناح كما في الشكل



الشكل 14 – 9 Slotted Flaps

هذا الفراغ مهم جداً لأنه يسمح لهواء عالي الضغط أسفل الجناح بالمرور من الأسفل للأعلى مما يدعم التيار الهوائي أعلى الجناح ويقلل أو يؤخر من انفصاله وبالتالي فإن هذا النوع ايضاً أفضل من Plain flaps.

Fowler Flaps: وهذا النوع شبيه جداً بـ Slotted flap ولكنه يتحرك للخلف قليلاً قبل أن يتحرك للأسفل وهذا مهم جداً أيضاً لأنه يزيد من طول وتر الجناح الكلي وبالتالي يؤدي الى زيادة مساحة الجناح الكلية وبالتالي زيادة قوة الحمل، ناهيك عن وجود الفراغ الكبير الناتج بين الجنيح والجناح وهذا كما قلنا يدعم التيار الهوائي أعلى الجناح ويؤخر انفصاله.

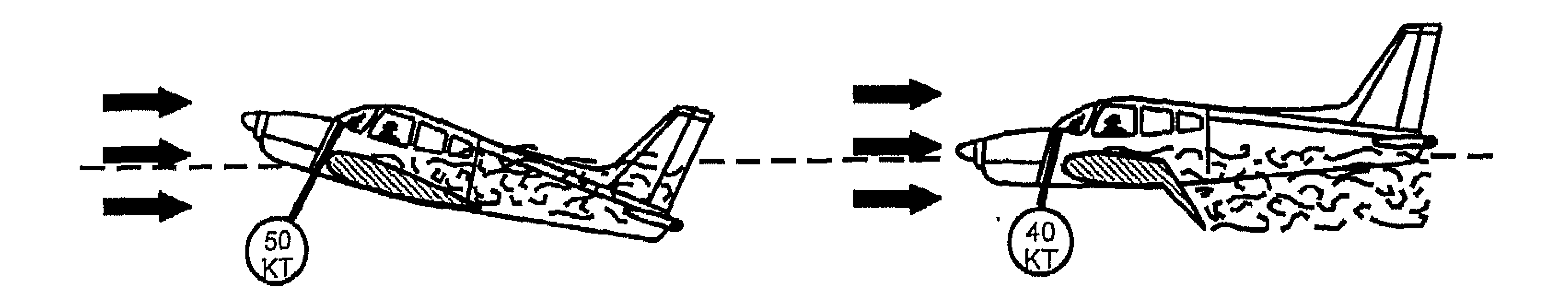


الشكل 15 – 9 Fowler Flaps

تأثير استخدام جنيحات الرفع الخلفية على سرعة السقوط (Stall speed)

كما ذكرنا سابقاً فإن السقوط يحدث عند سرعات معينة وذلك يعتمد على وزن الطائرة ونوع أجنحتها وتصميمها ، ولكن ماذا يحدث لهذه السرعة عند استخدام جنيحات الرفع الخلفية.

قلنا أنه عند استخدام هذه الجنيحات فإنها تؤخر من عملية انفصال التيار الهوائي أعلى الجناح، كما قلنا أنها تزيد من قوة الحمل عند سرعات أقل إذا اعتبرنا أن زاوية الهجوم ثابتة غير متغيرة. وبالتالي فإن هذه الجنيحات تسمح للطائرة بالطيران بسرعات أبطأ من تلك التي تستطيع الطائرة أن تطير بها دون استخدام Flaps.



الشكل 16 – 9 جنيحات الرفع الخلفية تقلل من سرعة السقوط V_s

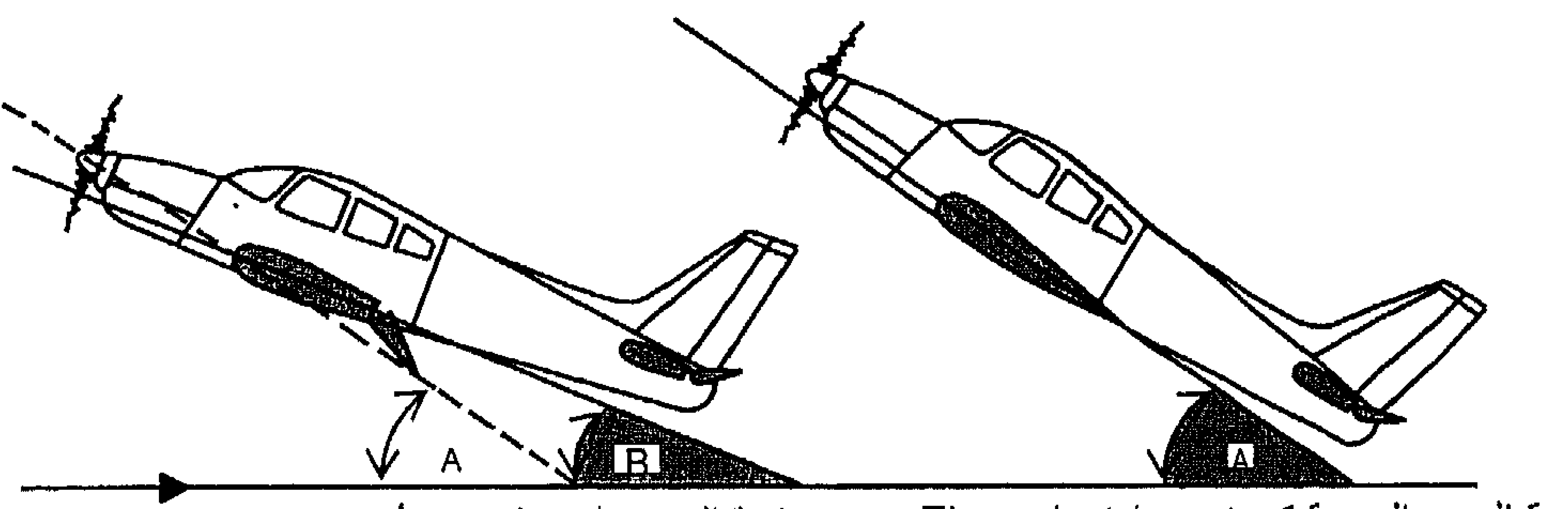
<u>ملاحظة مهمة جداً:</u> يستطيع الطيار التحكم من قمرة القيادة بالزاوية التي تتحرك فيها Flaps للأسفل، ويمكنه تقليلها أو زيادتها حسب المطلوب أو حسب الظروف وكلما زادت الزاوية للأسفل كلما قلت سرعة السقوط أي كلما استطاع الطيران بسرعات قليلة محافظاً على سلامته وعلى الطائرة.

<u>ملاحظة مهمة أيضاً:</u> من أهم التطبيقات على ذلك هو المراحل النهائية للطيران قبل الهبوط على المدرج حيث يجب أن تهبط الطائرة بسرعات بطيئة نسبياً لكي يستطيع الطيار إيقافها في الوقت المناسب، وبالتالي فإن استخدام Flaps مهم جداً عند الهبوط.

تأثير استخدام جنيحات الرفع الخلفية على زاوية الهجوم الحرجة.

إن استخدام هذه الجنيحات يسبب تقليلاً في قيم الزاوية الحرجة، ولكن كيف يكون ذلك؟؟

قلنا في السابق أن استخدام هذه الجنيحات يزيد من زاوية الهجوم تلقائياً دون تغيير درجة الميل الرأسي للطائرة. العملية هنا هي عبارة عن مقارنات بين زاوية الهجوم دون استخدام Flaps، وزاوية الهجوم باستخدام Flaps. الآن وبالنظر الى الشكل أدناه



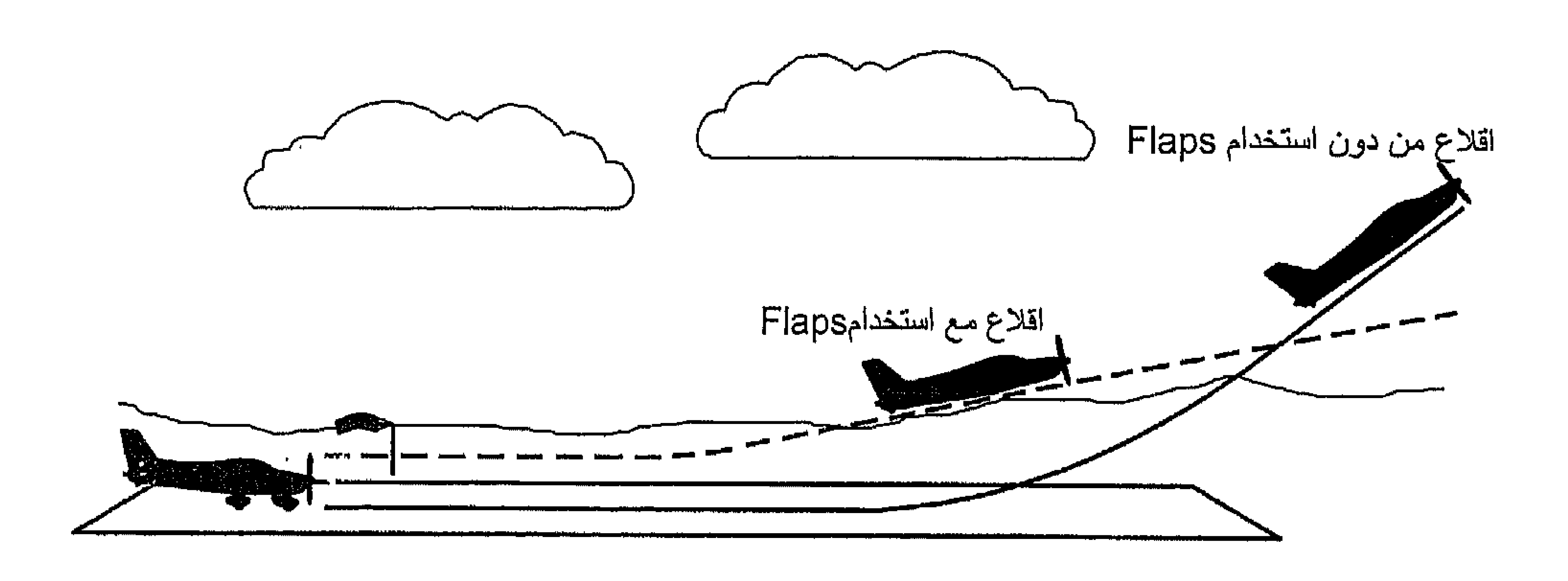
الشكل 17 – 9 زاوية الهجوم الحرجة تصبح أصغر مع استخدام جنيحات الرفع الخلفية

نلاحظ أن الزاوية الحرجة في الطائرة على اليمين = " A" وهي بدون استخدام Flaps الآن وعند النظر الى الطائرة على اليسار نلاحظ أيضاً أن الزاوية الحرجة = " A" ولكن هذه الزاوية ناتجة عن زاوية هجوم أولية قبل استخدام Flaps = " B".

وعند مقارنة " A" ب" B" نجد أن " B" أقل، وهذا ما نعنيه عندما نقول أن الزاوية الحرجة للطائرة تصبح اقل باستخدام Flaps أي أننا سنصل الى زاوية حرجة A باستخدام الـ Flaps إذا كنا نطير بزاوية هجوم = B والتي هي أقل من الزاوية الحرجة A.

تأثير استخدام جنيحات الرفع الخلفية على الإقلاع.

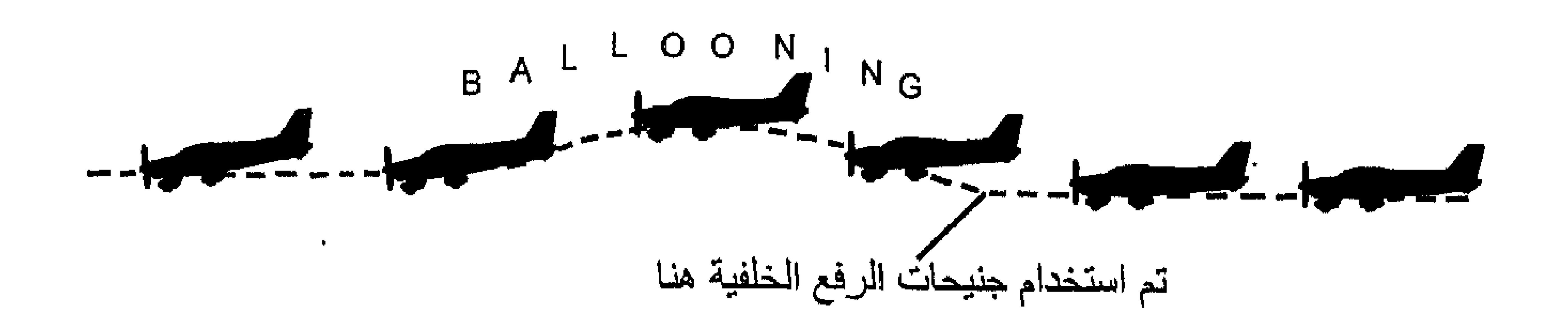
إن استخدامها يؤدي الى **تقليل المسافة المطلوبة من الطائرة للإقلاع** ذلك أنها تزيد من قوة الحمل عند سرعات أقل. كما أن استخدام الـــ Flaps يساعد في **زيادة وزن الطائرة الكلي للإقلاع** وهذا مهم جداً عند حمولات الطائرة الكبيرة، حيث يجب على الطيار استخدام الـــ Flaps بالصورة المناسبة لذلك. كما أن استخدام الـــ Flaps **يقلل من زاوية ميل رأس الطائرة عند الإقلاع** أي يقلل من زاوية الإرتفاع (Angle of climb) للطائرة.



الشكل 18 – 9 تأثير استخدام جنيحات الرفع الخلفية على الاقلاع

استخدام الـ Flaps أثناء الطيران.

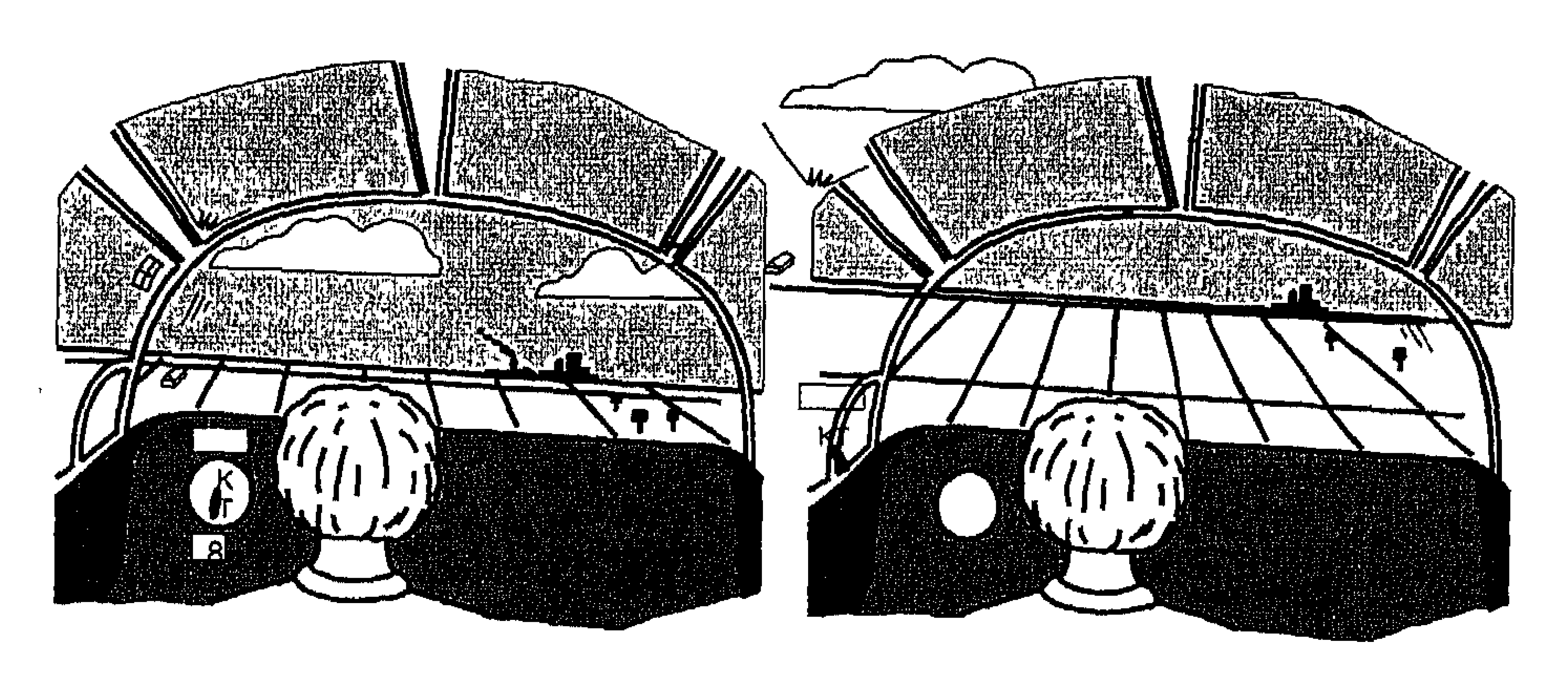
إن استخدام الـــ Flaps أثناء الطيران يؤدي الى زيادة قوة الحمل، وإذا لم يتم دفع مقدمة الطائرة الى الأسفل فإن الطائرة سترتفع قليلاً عند مستوى طيرانها ثم بعدها تعود للوضع الطبيعي تسمى هذه الحالة اصطلاحياً (Ballooning)



الشكل 19 – 9 Ballooning

تأثير الـ Flaps على مدى رؤية الطيار

كما قلنا سابقاً فإن استخدام الـــ Flaps يؤدي في النهاية الى دفع مقدمة الطائرة الى الأسفل، وهذا يؤدي إلى زيادة زاوية الرؤية الأرضية للطيار مع وجود قوة حمل كافية لدعم وزن الطائرة، وهذا مهم جداً أثناء عملية الهبوط لكي يرى الطيار المدرج بصورة واضحة كما في الشكل



الشكل 20 – 9 استخدام Flaps يزيد من زاوية الرؤية الأرضية

الفصل العاشر

معدات الحمل الثقيلة

High Lift Devices

معدات الحمل الثقيلة المستخدمة في الطائرات الكبير

(High lift devices on transport category Aircraft)

مع اختراع الطائرات الكبيرة الحجم أصبح من المهم واللازم على المصممين أن يجدو طريقة لتقليل استخدام الوقود، وفي نفس الوقت عدم التقليل من قدرة الطائرة أو حجمها.

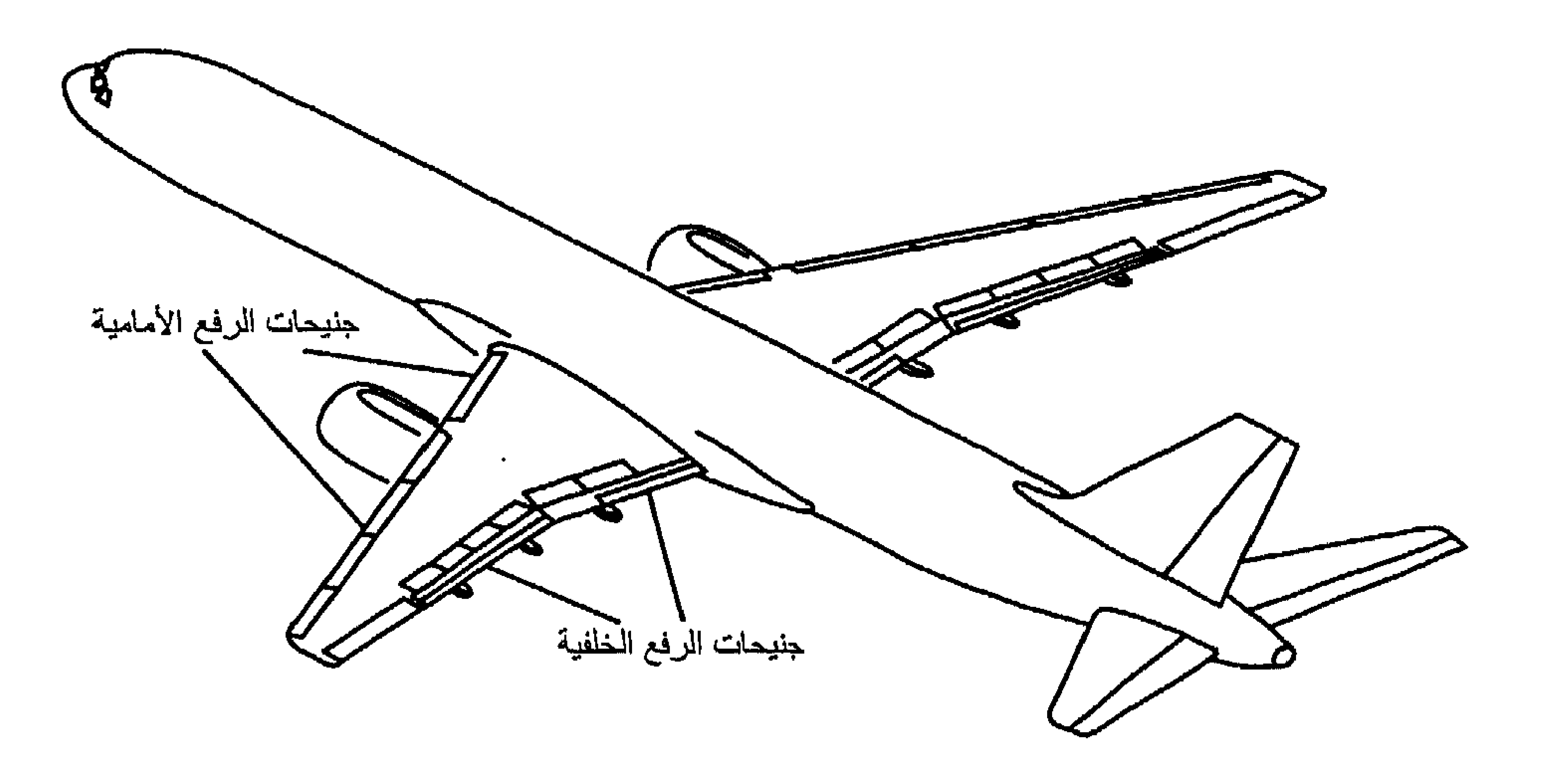
للتقليل من استخدام الوقود، يجب استخدام أجنحة ذات مقاومة أقل عند الطيران بسرعات عالية، وكما نعلم فإن كمية قوة الحمل التي نريدها يتم حسابها حسب التالي:

$$\text{Lift} = \tfrac{1}{2} \times \mathcal{D}\rho \times V^2 \times C_L \times S$$

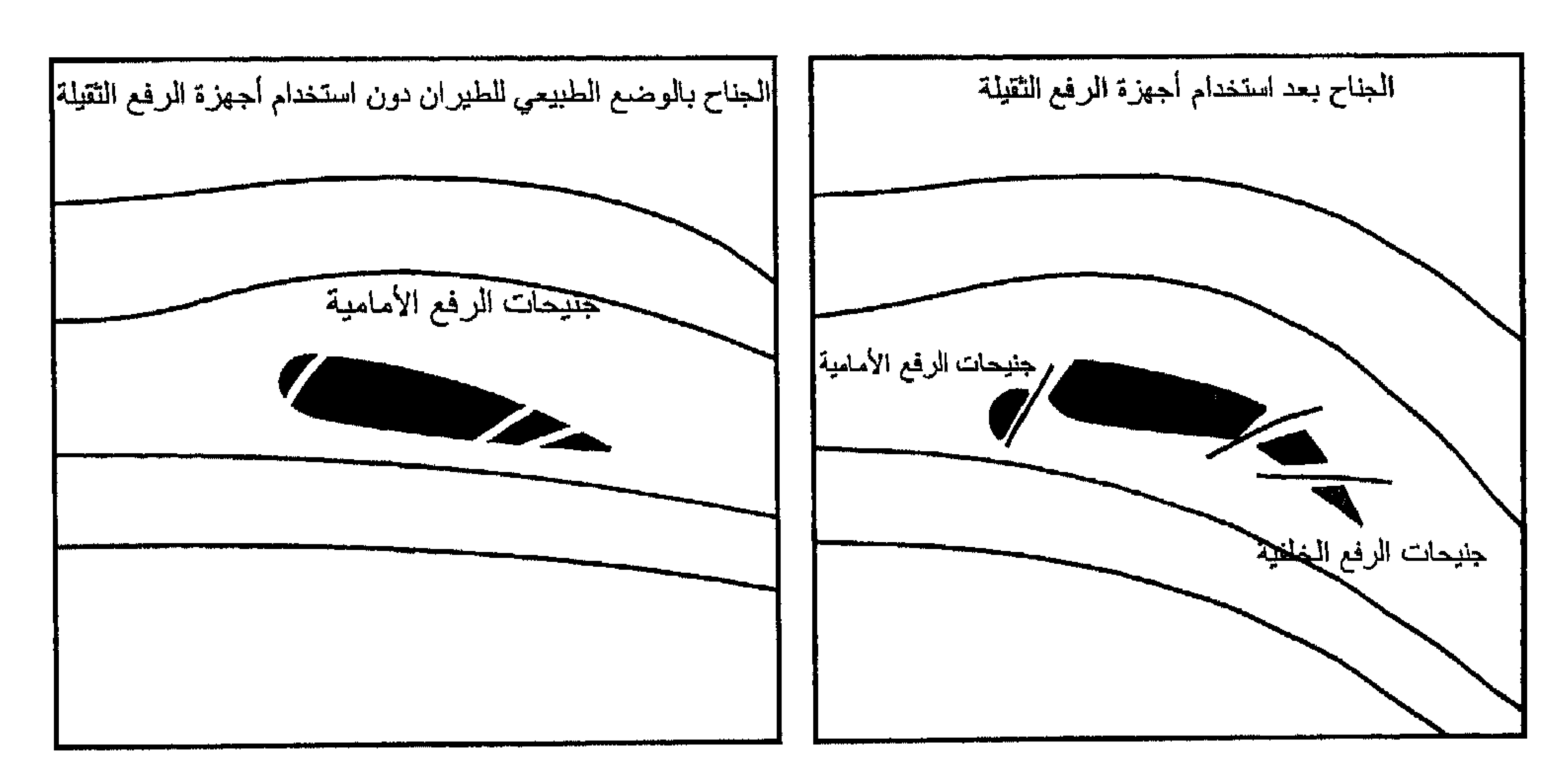
وبما أننا نريد سرعة عالية ولانريد زيادة في مقاومة الهواء، فبالإمكان تقليل مساحة الأجنحة الكلية (S) وتقليل زاوية الهجوم والتي يعبر عنها هنا بـــ (C_L) ولكن عند سرعات بطيئة كتلك التي نحتاجها عند الهبوط فإننا بحاجة ماسة لقوة حمل لدعم وزن الطائرة الكبير وبالتالي نحتاج الى مساحة أجنحة كبيرة والى زاوية هجوم كبيرة أيضاً.

إذن نحن بحاجة الى جناح صغير المساحة قليل المقاومة عند الطيران بسرعة عالية وكبير المساحة كبير المقاومة عند الهبوط بسرعات بطيئة نسبياً، فكيف ذلك؟

استطاع المصممون حل هذه المشكلة باستخدام أجهزة الحمل الثقيلة المثبتة على مقدمة و مؤخرة الجناح والتي يستطيع الطيار تحريكها والتحكم بها. وعند استخدامها وتحريكها فإنها تزيد من مساحة الجناح الكلية وتزيد من زاوية الهجوم. وعند عدم استخدامها بحيث تكون غير متحركة وثابتة فإنها تعطي مساحة أقل وزاوية هجوم أقل كما في الشكل التالي.



الشكل 1 – 10 شكل ومكان كل من جنيحات الرفع الخلفية والأمامية في الطائرات الكبيرة



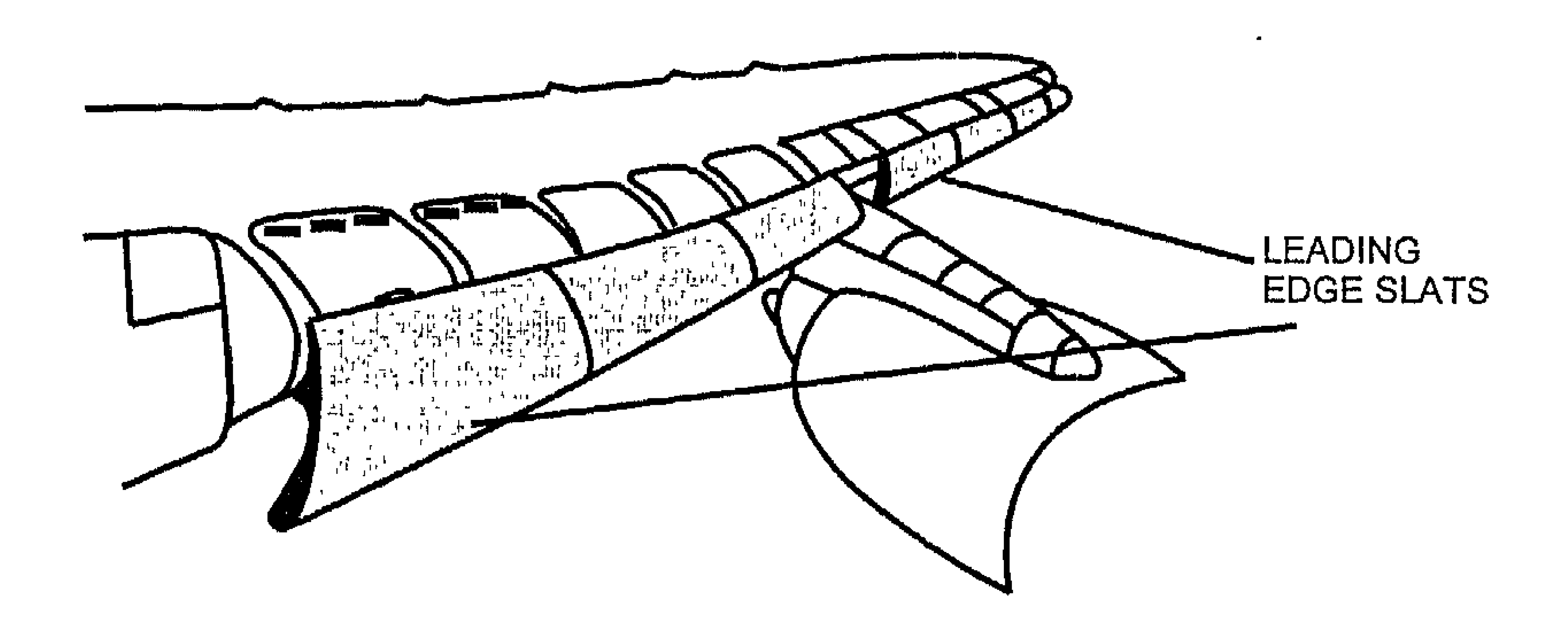
الشكل 2 – 10 شكل الجناح قبل وبعد استخدام أجهزة الرفع الثقيلة

الهدف من استخدام أجهزة الرفع الثقيلة على مقدمة الجناح

أهم أهدافها هو تأخير عملية انفصال التيار الهوائي فوق الجناح أي تأخير عملية السقوط (stall). حتى عند استخدام زوايا هجومية ذات قيم عالية. هناك نوعان من أجهزة الرفع الثقيلة على مقدمة الجناح وهما:

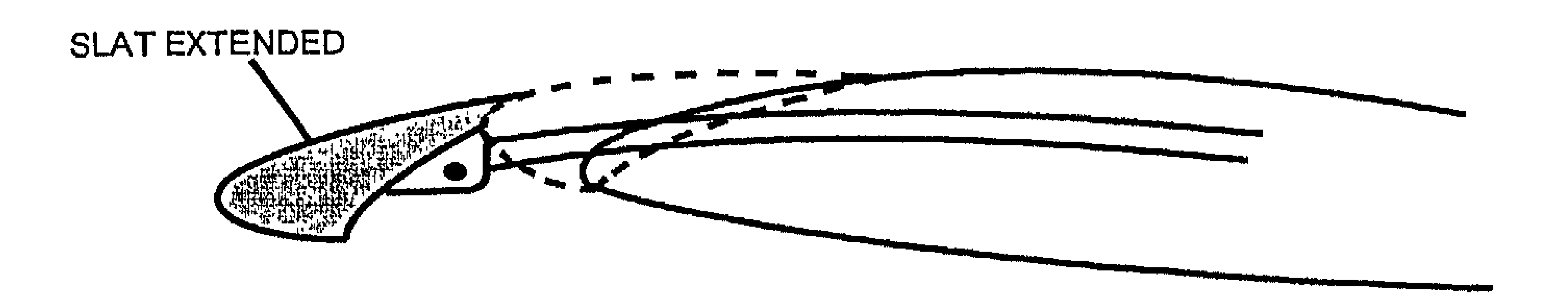
1. **Leading Edge slats**

وهي ألواح تشبه شكل الجناح مثبته على مقدمة الجناح على طول مداه.

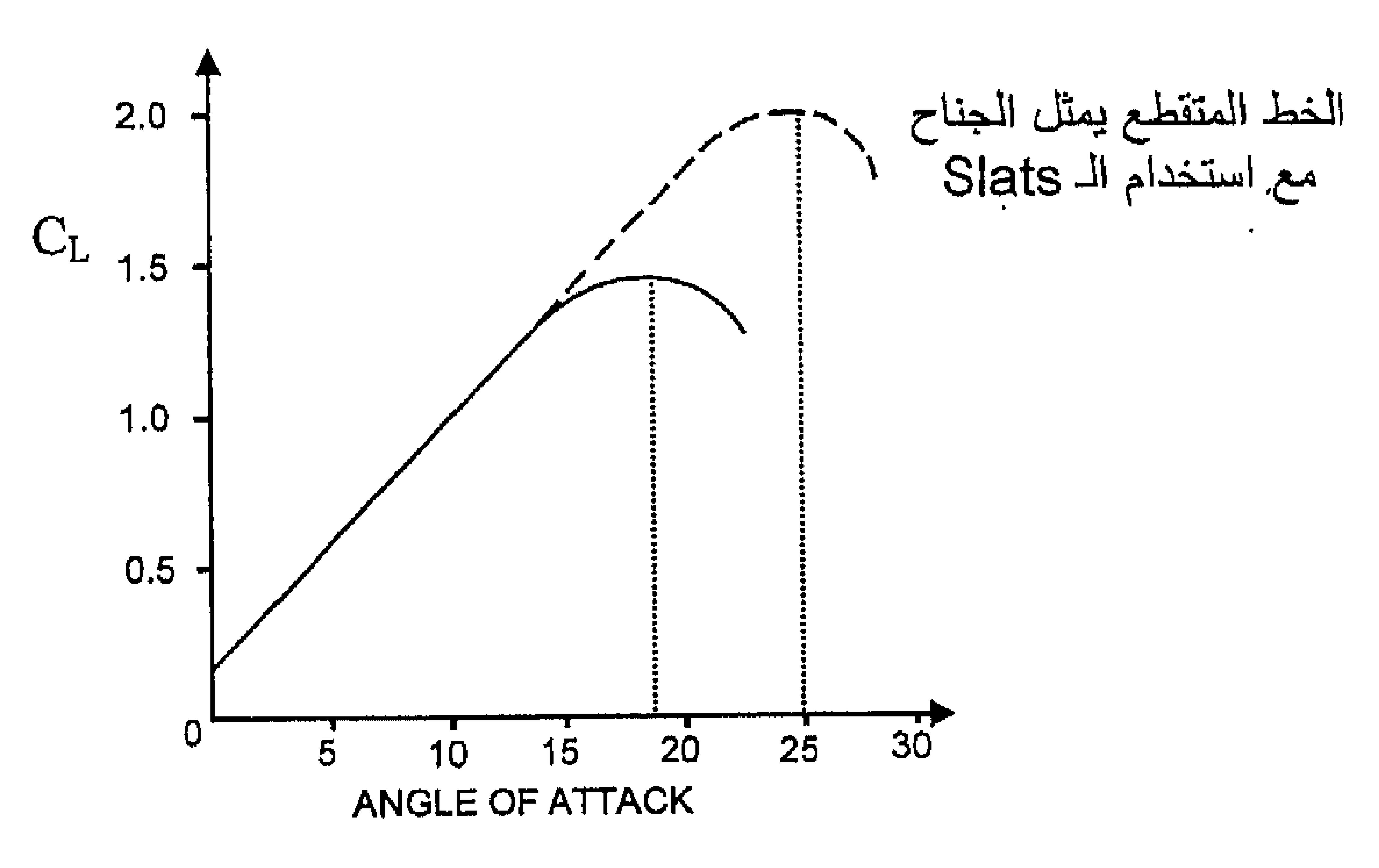


الشكل 3 – 10 Leading edge slats

عندما تكون هذه (Slats) غير متحركة فإنها تمثل مقدمة الجناح ولكن عندما يتم تحريكها للأمام (Extended) فإن فراغاً يتكون بينها وبين الجزء العلوي من مقدمة الجناح الاصلية، وهذا يسمح للهواء بالعبور من أسفل الجناح الى الأعلى مما يزيد من قوة وسرعة التيار الهوائي فوق الجناح وهذا بدوره يؤخر عملية انفصال التيار الهوائي العلوي ويؤخر عملية السقوط (Stall). وبالتالي فإنه يزيد أيضاً من قوة الحمل ذلك أن قيم زاوية الهجوم ممكن أن تصل الى مستويات أعلى من الوضع الطبيعي دون استخدام (Slats).



الشكل 4 – 10 يتحرك الـ Slat إلى الأمام تاركاً بينه وبين مقدمة الجناح فتحة تسمح بمرور التيار الهوائي والذي بدوره يؤخر من عملية انفصال التيارات الهوائية فوق الجناح عند قيم عالية لزاوية الهجوم

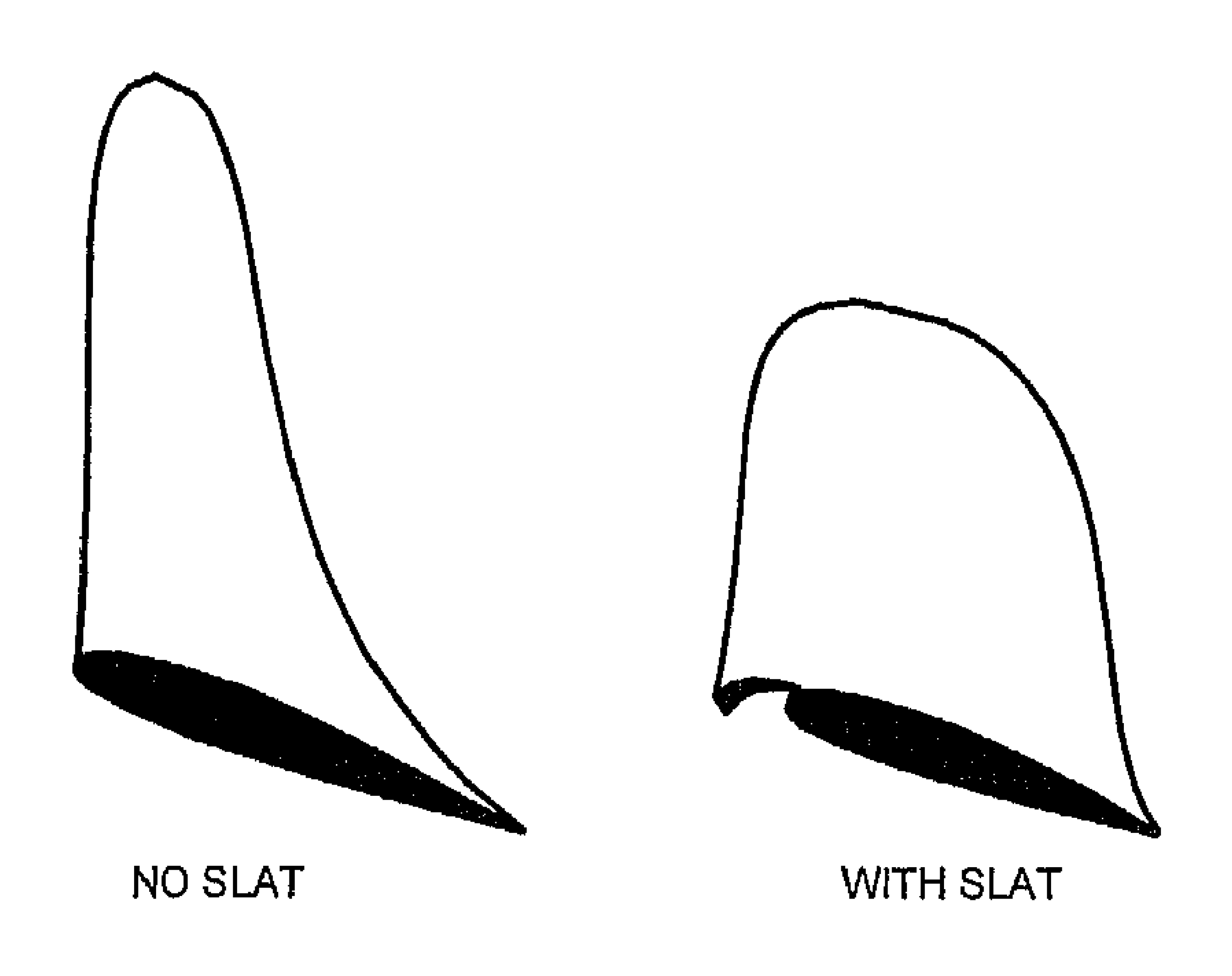


الشكل 5 – 10 تأثير الـ Slats على منحنى قوة الحمل

ملاحظة 1: كل ماسبق ذكره عن Slats يؤدي الى زيادة قدرة الطائرة على الطيران بسرعات أبطأ دون التقليل من قوة الحمل بدرجة تؤدي إلى السقوط، وأيضاً يقلل من سرعة السقوط (Vs).

ملاحظة 2: قد يزيد استخدام Slats من قيم معامل قوة الحمل C_L بنسبة 70 % وقد تصل قيمة الزاوية الحرجة الى 20^o

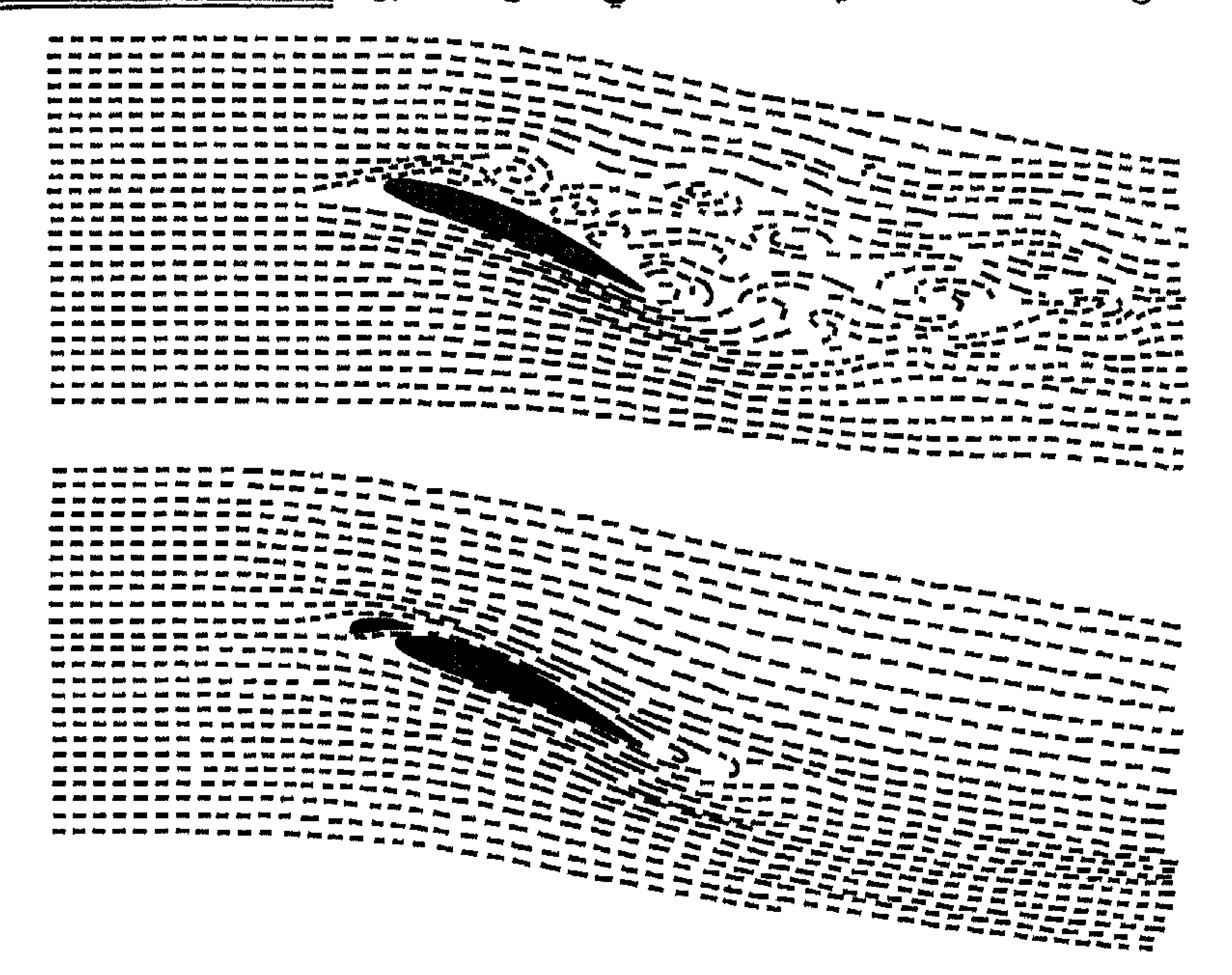
ملاحظة 3: أيضاً يؤدي استخدام Slats الى تحسين في توزيع الضغط فوق الجناح كما يلي:



الشكل 6 – 10 التغير في توزيع الضغط فوق الجناح مع استخدام الـ Slats

أي أن الضغط يتغير بصورة تدريجية أفضل على طول وتر الجناح باستخدام Slats.

الشكل التالي أيضاً يوضح أهمية Slats في المحافظة على التيار الهوائي انسيابياً غير مضطرب.

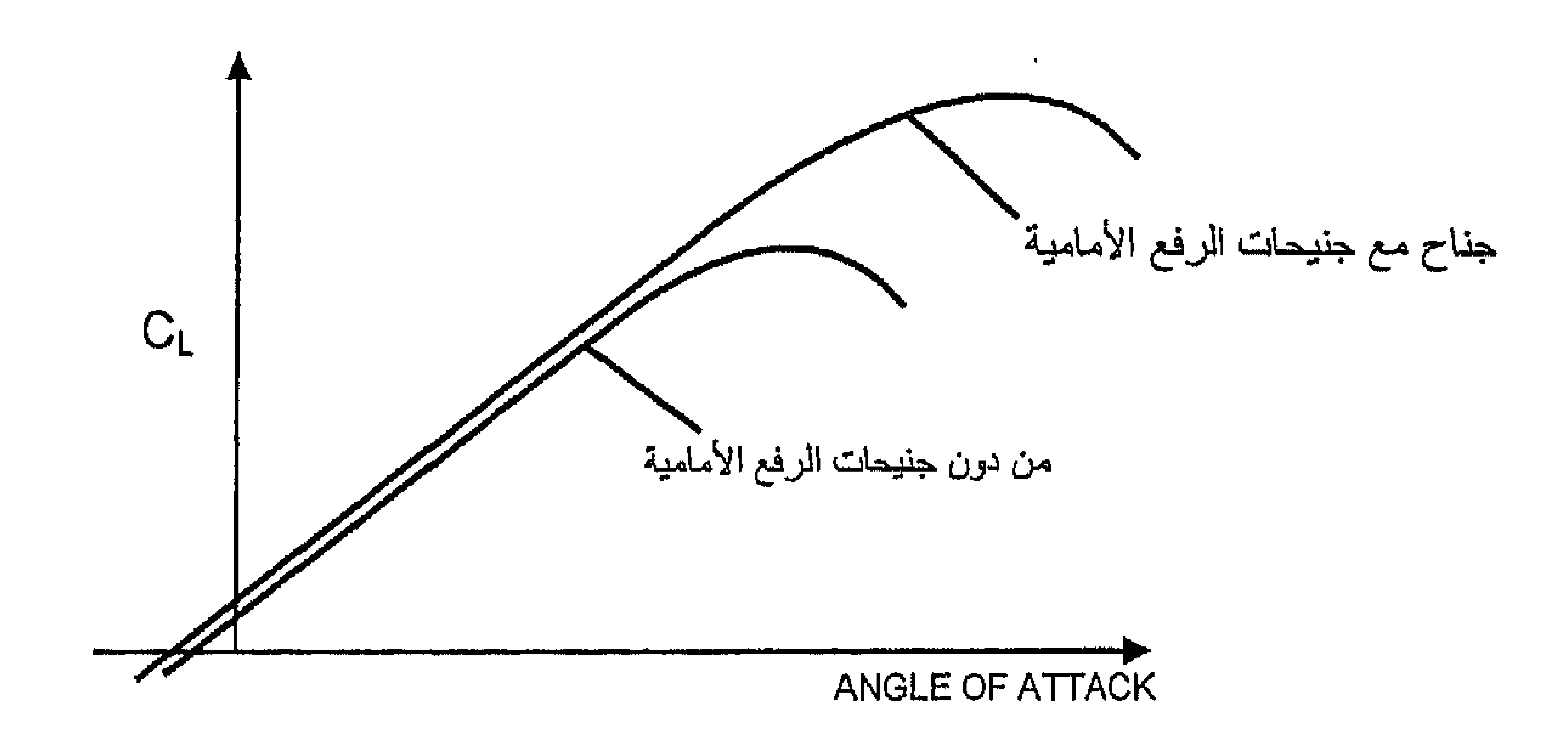


الشكل 7 – 10 التغير في انسيابية الهواء حول الجناح عند استخدام الـ Slats

في العادة يتم التحكم بهذه الـــ Slats من قمرة القيادة، وغالباً ما تكون Slats تتحرك مع حركة جنيحات الرفع الخلفية (T**خطأ! ارتباط غير صالح.**ailing edge flaps). هنالك حالة واحدة تتحرك فيها Slats أوتوماتيكياً وهي عند حدوث انذار السقوط (Stall warning) حيث تتلقى الأوامر من الكمبيوتر أوتوماتيكياً فتتحرك لتزيد من قوة الحمل الداعمة لوزن الطائرة وتمنع السقوط.

جنيحات الرفع الأمامية (Leading Edge Flaps)

أساس عملها شبيه بجنيحات الرفع الخلفية وهو زيادة تحدب الجناح وبالتالي زيادة قوة الحمل الكلية الناتجة عند زوايا هجومية مختلفة.



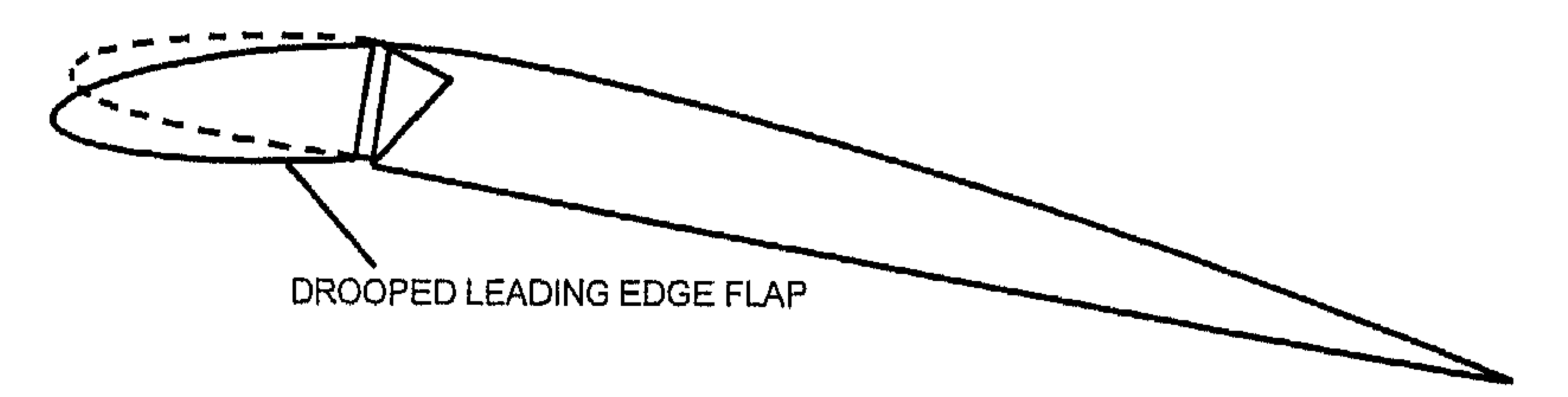
الشكل 8 – 10 التغير في منحنى قوة الحمل باستخدام جنيحات الرفع الأمامية

هناك نوعان من Leading Edge Flaps وهي:

- Drooped Leading Edge Flaps
- Krueger Flaps

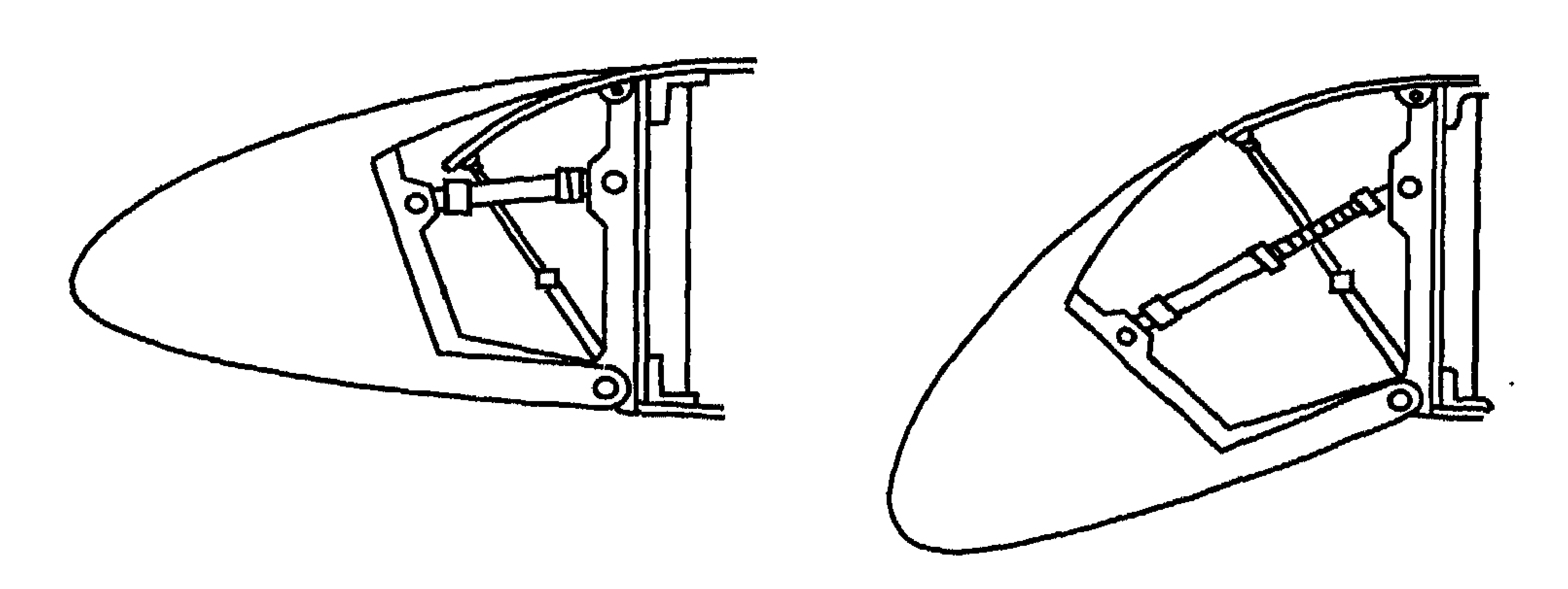
Drooped LE Flaps

في العادة تمتد على طول مدى الجناح من الجهة الأمامية وتكوّن الحافة الأمامية للجناح وتتحرك منحنية للأسفل كما في الشكل التالي عند زاوية هجومية عالية وتعود لمكانها عند القيم الصغيرة لزاوية الهجوم.



الشكل 9 – 10 Drooped Leading edge Flaps

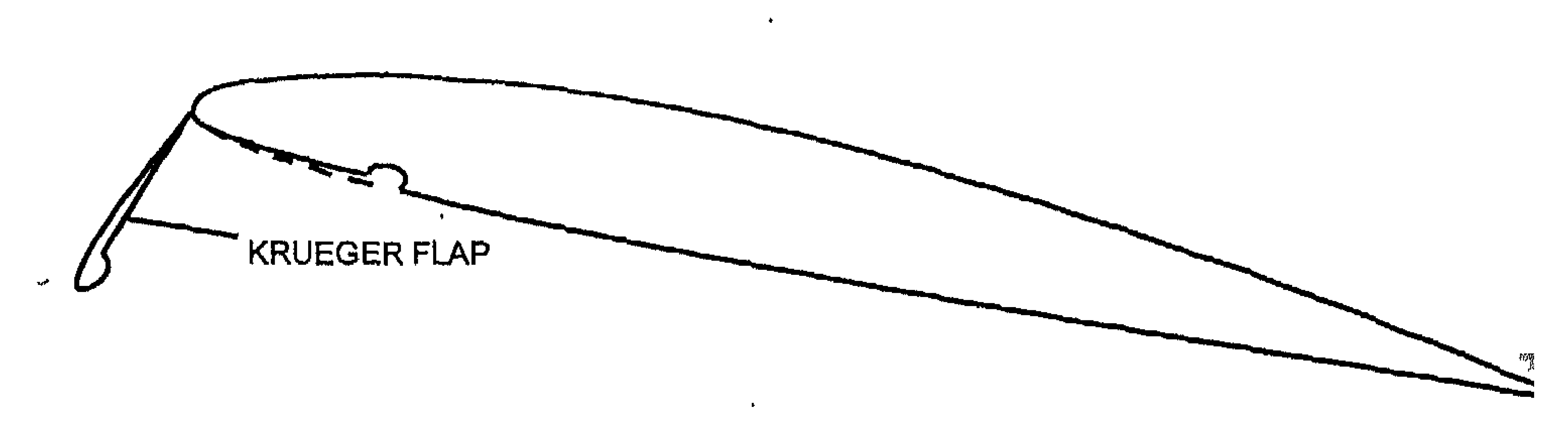
آلية عملها بسيطة من خلال برغي كبير يتحرك للأمام وللخلف حسب الحاجة.



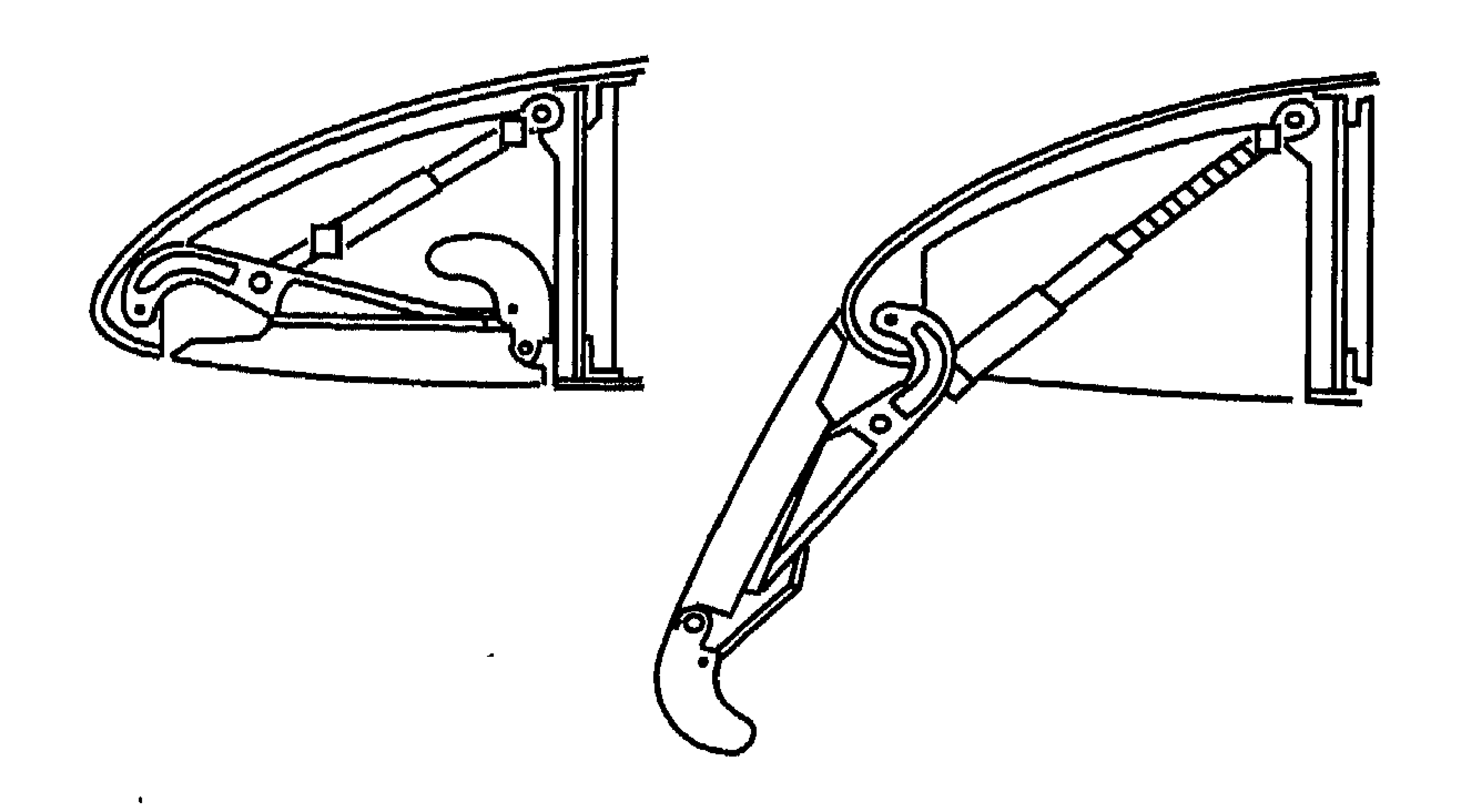
الشكل 10 – 10 آلية عمل جنيحات الرفع الأمامية من نوع Drooped

Krueger Flaps

وتمتد أيضاً على طول مدى الجناح من الجهة الأمامية ولكنها لا تكوّن الحافة الأمامية للجناح. وإنما هي عبارة عن لوح أسفل مقدمة الجناح ينفصل ويتحرك للأسفل عند إعطاء الأوامر من الطيار في قمرة القيادة.



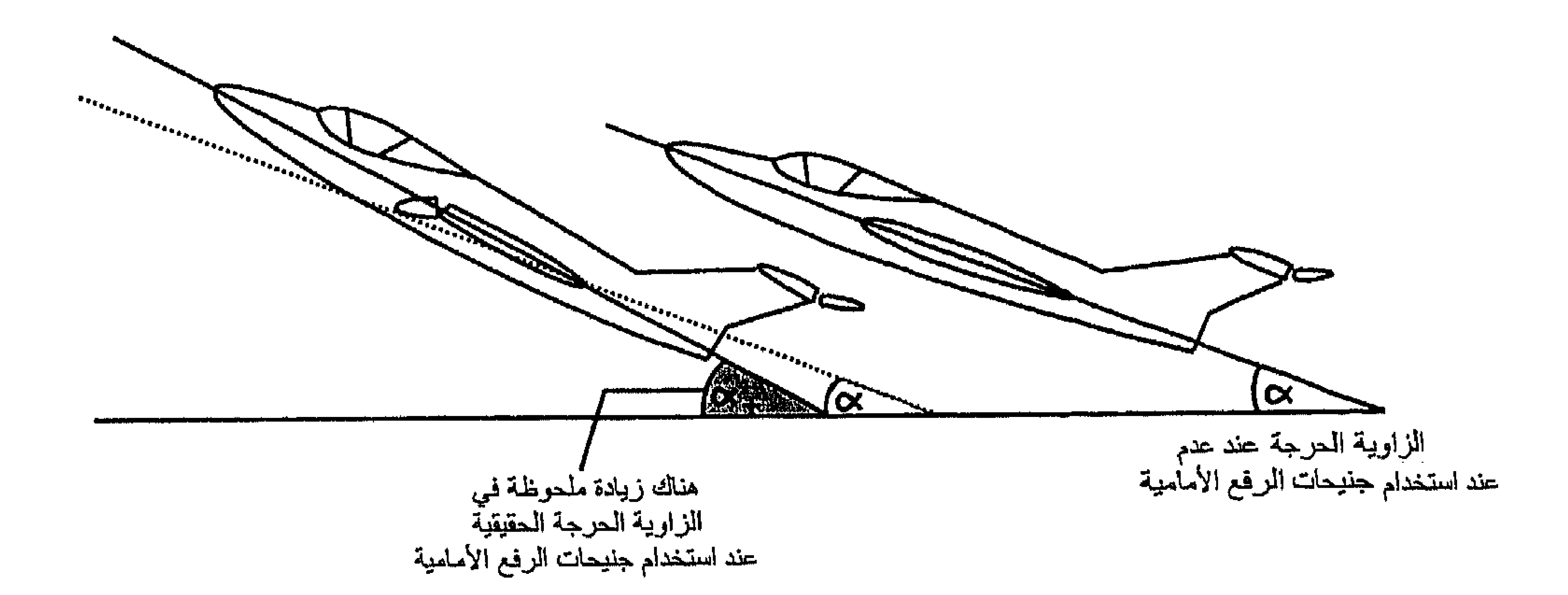
الشكل 11 – 10 Krueger Flap



الشكل 12 – 10 آلية عمل Krueger Flap

أثر جنيحات الرفع الأمامية LE Flaps على الزاوية الحرجة.

على العكس من جنيحات الرفع الخلفية فإن جنيحات الرفع الأمامية تزيد من قيمة الزاوية الحرجة. وبالمقارنة مع الجناح من دون استخدام جنيحات الرفع الأمامية فإن وتر الجناح تتم ازاحته للأسفل باستخدام هذه الجنيحات وهذا يعني أن زاوية الهجوم الناتجة من استخدام جنيحات الرفع الأمامية تكون أقل من نظيرتها من غير استخدام الجنيحات. وبالتالي فإننا بحاجة لزيادة كبيرة في قيم زاوية الهجوم للوصول إلى الزاوية الحرجة، أي بلغة أخرى فإن قيمة الزاوية الحرجة الحقيقية تزداد مع استخدام جنيحات الرفع الأمامية.



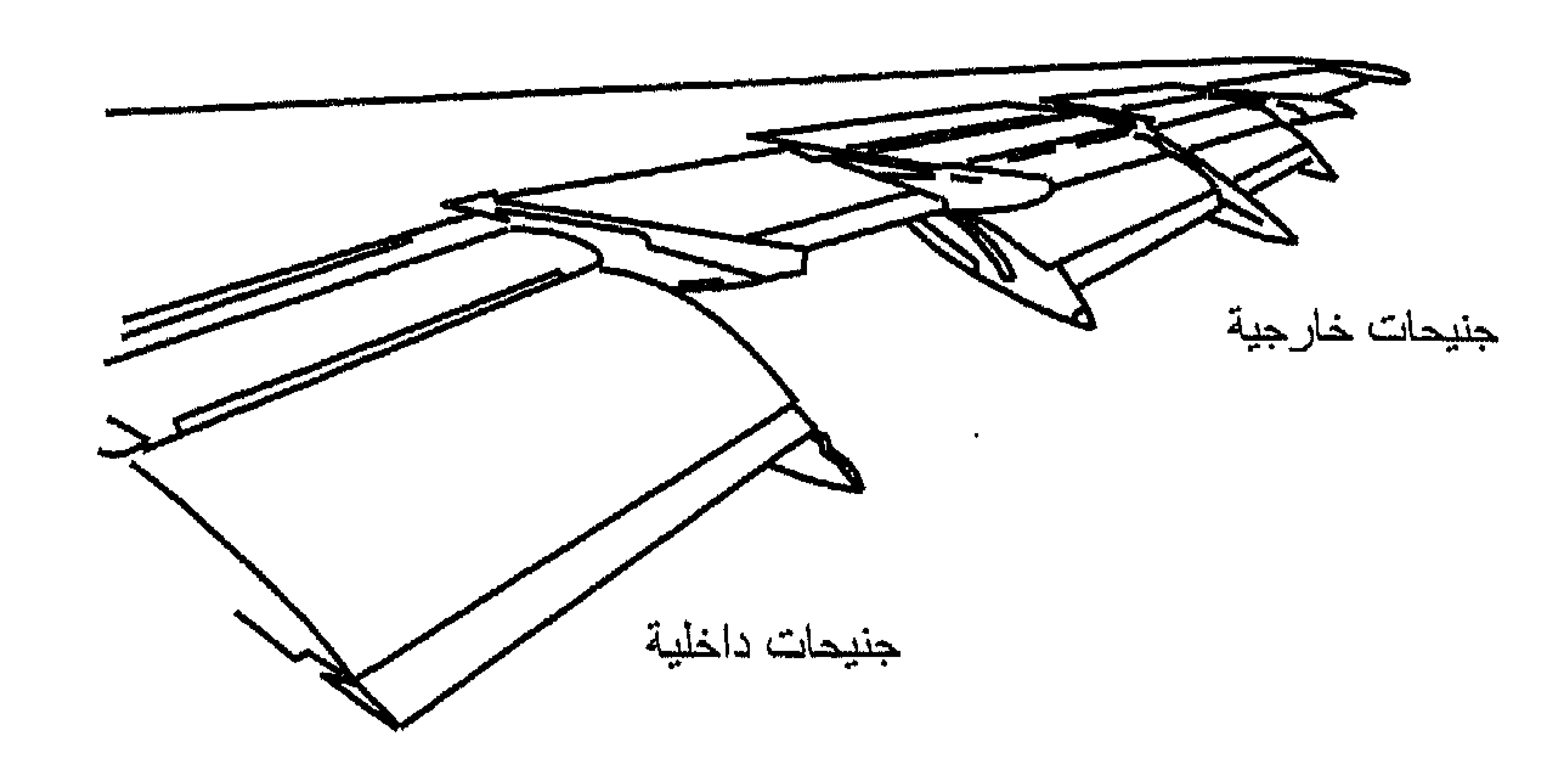
الشكل 13 – 10 الزاوية الحرجة الحقيقية تزداد مع استخدام جنيحات الرفع الأمامية

آلية عمل أجهزة الرفع الثقيلة

إن قوة الحمل الكبيرة ضرورية جداً في الطائرات ذات الأجنحة المتصلة بالطائرة بزاوية كنس عالية (Sweptback wings) وقوة الحمل هذه تنتج عادة من استخدام أجهزة الرفع الثقيلة على مقدمة ومؤخرة الجناح. مثال على ذلك طائرة البوينج 757 (Boeing 757) التي لها جنيحات رفع خلفية و Slats أمامية.

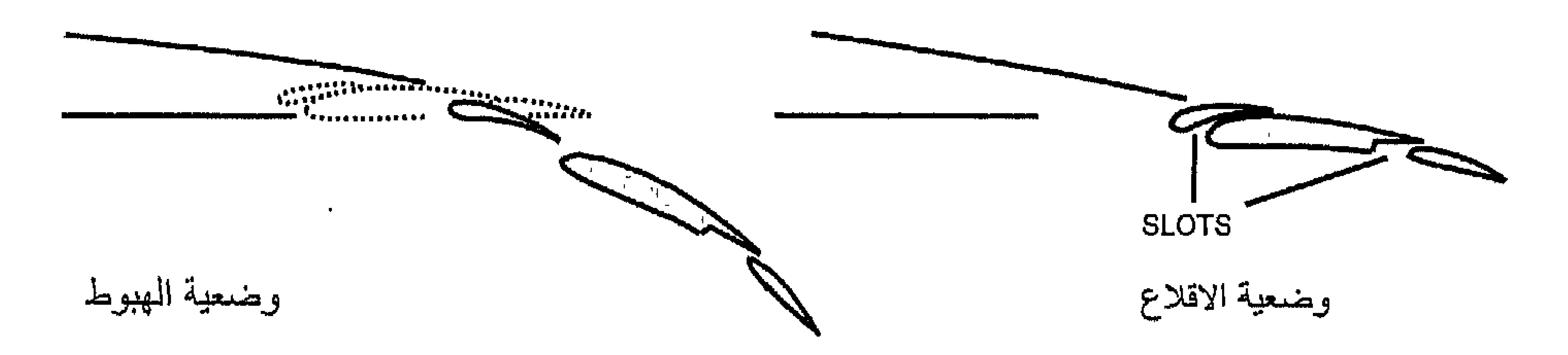
البعض الآخر من الطائرات لديه فقط جنيحات الرفع الخلفية فقط، وغيرها له جنيحات الرفع الأمامية مع Slats أمامية في نفس الوقت. في الحقيقة إن ذلك يعتمد على مصمم الطائرة وآلية تصنيعها.

أما بالنسبة لجنيحات الرفع الخلفية ففي بعض الطائرات تنقسم الى جنيحات داخلية وأخرى خارجية كما في الشكل التالي:



الشكل 14 – 10 مواقع جنيحات الرفع الخلفية

وهذه عادة ما تتكون من نوع Slotted Fowler Flaps وتكون وضعيتها عند الإقلاع والهبوط كالتالي:



الشكل 15 – 10 Slotted Fowler Flaps

لاحظ من الشكل أعلاه أن وضعية الهبوط تعتمد على استخدام كل إمكانيات الجناح في إنتاج قوة الحمل والمقاومة وذلك لأن الطائرة تكون في أدنى سرعاتها عند الهبوط وفي أقرب مستوياتها من الأرض أما في حالة الإقلاع فإن وضعية الجناح تكون بحيث تعطي أكبر نسبة بين قوة الحمل وقوة المقاومة وهذا يعني أعلى قيمة من قوة الحمل وأقل قيمة من المقاومة.

حماية أجهزة الرفع الثقيلة (Protection of High Lift Devices)

يتم حمايتها من المشكلات التالية:

1) عدم التماثل (Asymmetry) ، وهذا يعني حمايتها من أن تكون الجنيحات في الجناح الأيمن في وضعية مختلفة عن نظيرتها في الجناح الأيسر، ويتم ذلك باستخدام نظام كبح يمنع تحرك أي من الجنيحات بأكثر من المطلوب منها.

2) منع الحمل الزائد على الجنيحات (Flap Load Relief)

كل وضعية يتم استخدامها بالنسبة للجنيحات تعتمد على سرعة معينة، فإذا تم إنزال جنيحات الرفع الخلفية مثلاً بأكبر زاوية ممكنة عند سرعات عالية فإن ذلك قد يؤدي الى تلفها وانكسارها، وبالتالي فإن نظام الحماية الأوتوماتيكي يمنع ذلك، وفي حين العودة الى السرعة المطلوبة يعود النظام ويسمح للجنيحات بالتحرك الى الوضعية المطلوبة، وللعلم فإنه يوجد مؤشر في قمرة القيادة يدل على الزاوية التي تحركت فيها الجنيحات وعلى السرعة المطلوبة لكل زاوية.

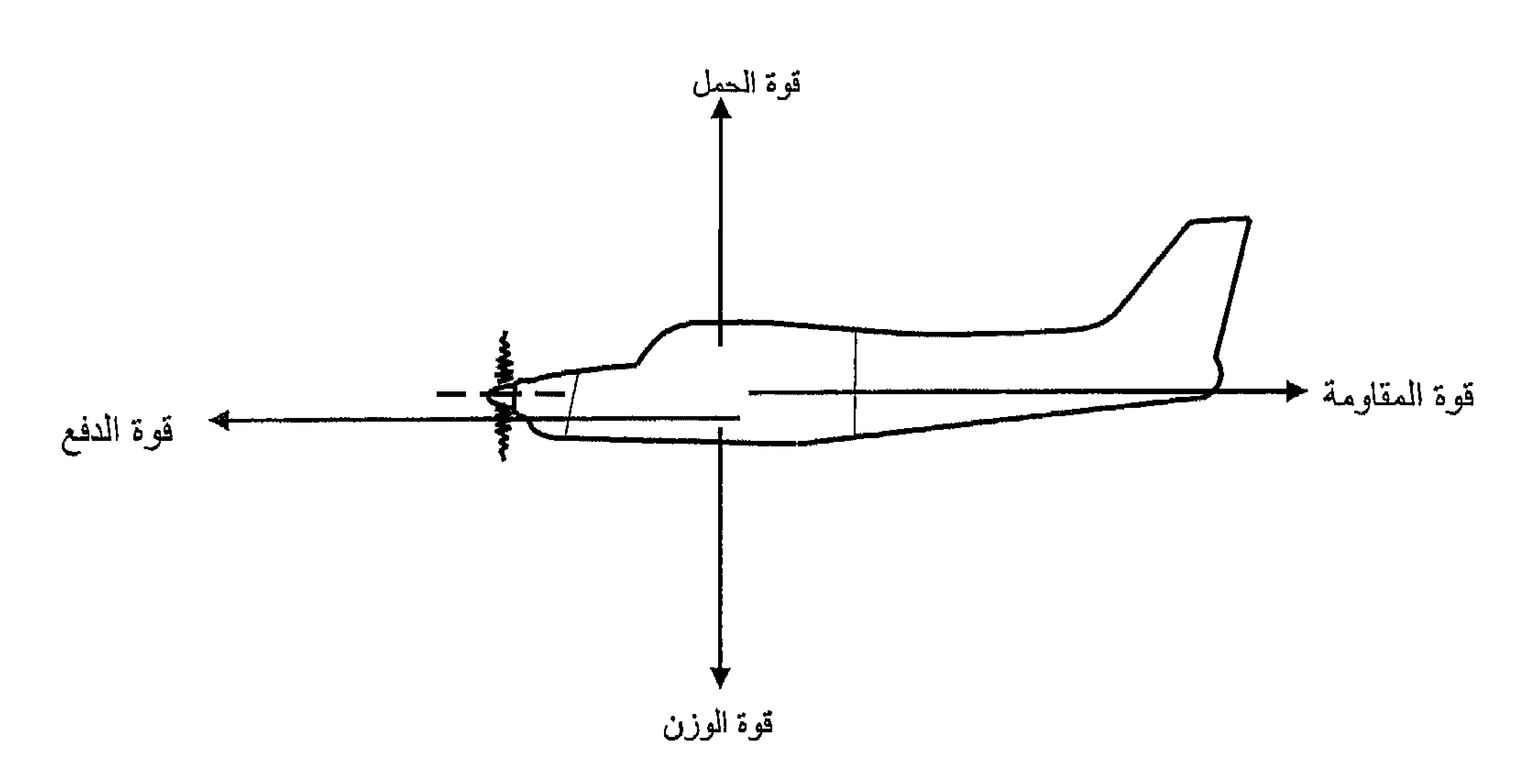
الفصل الحادي عشر

القوى المؤثرة على الطائرة عند الطيران باستقامة وعلى ارتفاع محدد

Forces on an Aircraft in steady level fligh

القوى المؤثرة على الطائرة عند الطيران باستقامة وعلى ارتفاع محدد.
(Forces on an Aircraft in steady level flight)

تكون الطائرة باستقامة وعلى ارتفاع ثابت (steady level flight) عندما تكون جميع القوى المؤثرة فيها في حالة اتزان، أي أن محصلة القوى المؤثرة على الطائرة لزيادة سرعتها أو إنقاصها تساوي صفراً.



الشكل 1 – 11 القوى المؤثرة على الطائرة أثناء الطيران باستقامة

القوى المؤثرة على الطائرة هي:

<u>قوة الحمل (Lift)</u> والتي تعمل من مركز الضغط (center of pressure).

<u>قوة الوزن (weight)</u> والتي تعمل من مركز الجاذبية (center of gravity).

<u>قوة الدفع (Thrust)</u> وهي قوة المحركات التي تعمل على دفع الطائرة الى الأمام.

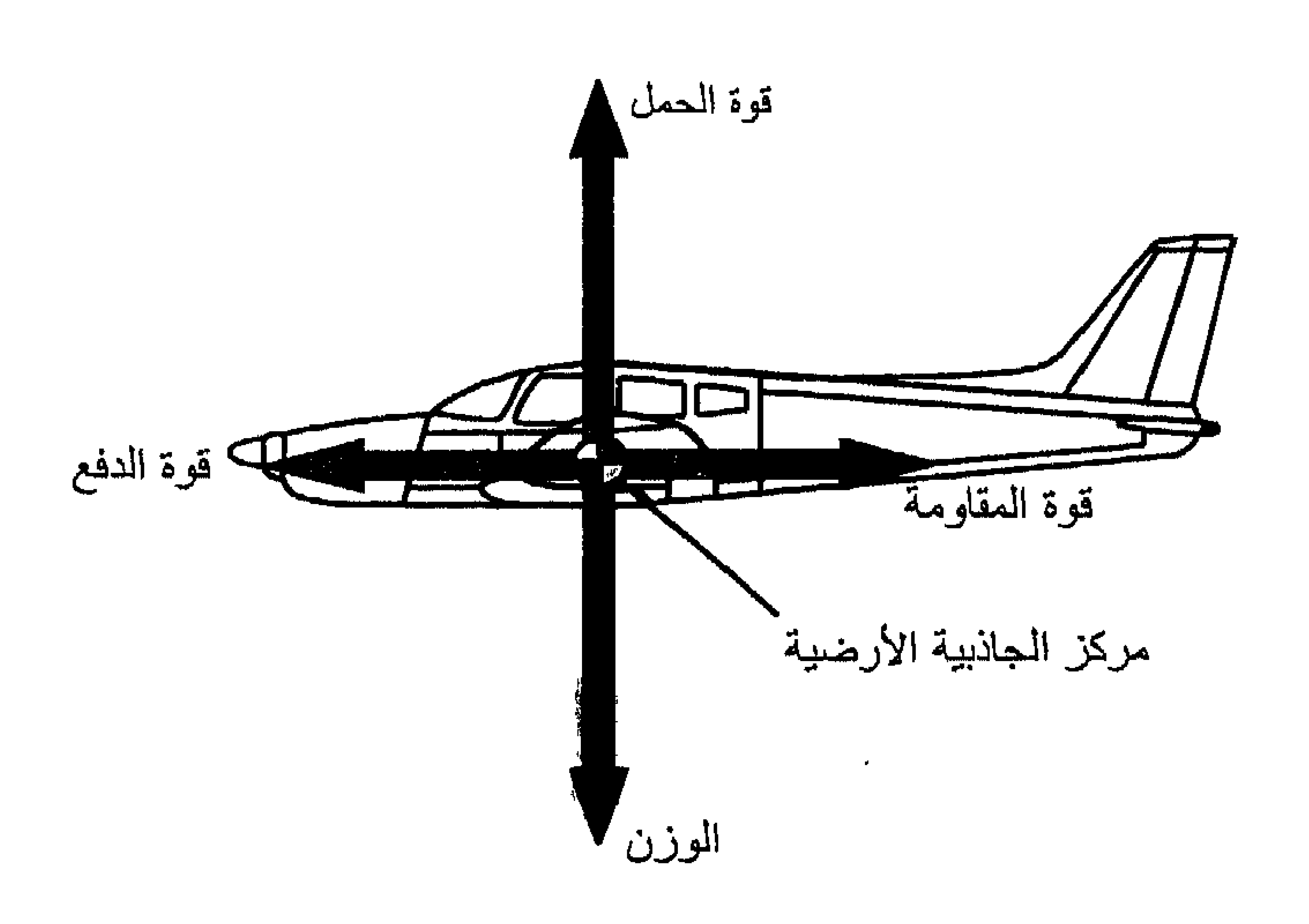
<u>قوة المقاومة (Drag)</u> والتي تعمل على منع الطائرة من الاندفاع الى الأمام.

في حالة الطيران باستقامة عند ارتفاع محدد (steady straight and level) يكون

Lift = Weight
Thrust = Drag

ثنائيات (قوة الحمل / الوزن) و (قوة الدفع / المقاومة)

عند اعتبار الأمور مثالية فإن جميع القوى المؤثرة على الطائرة تعمل من نقطة واحدة هي مركز الجاذبية (center of gravity). وبالتالي فإن الطائرة عند توازن هذه القوى لا تتجه للميل للأعلى ولا للأسفل (No pitching moment) وهذا يعني أن الطيار في هذه الحالة ليس بحاجة الى استخدام اللوح الرافع (Elevator) لتثبيت زاوية ميل الطائرة.



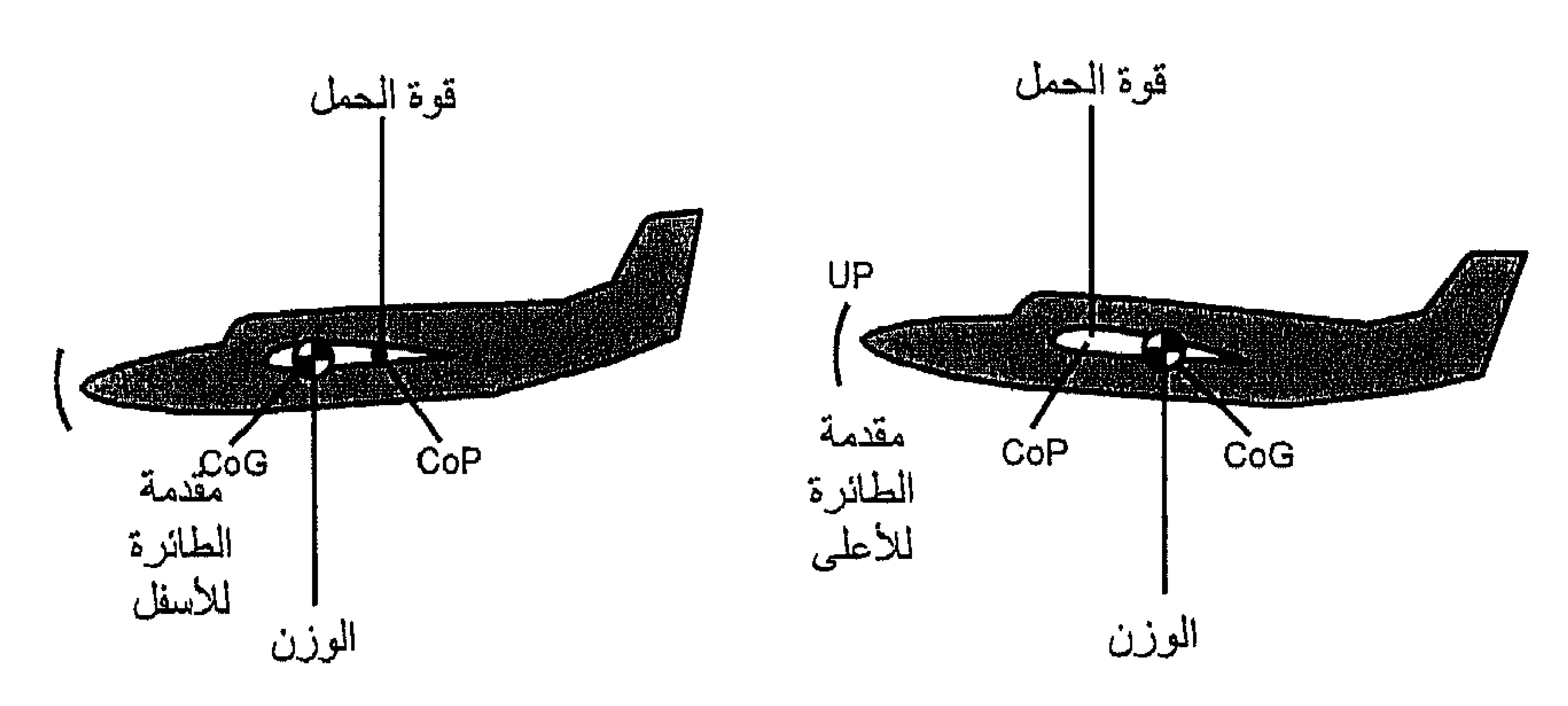
الشكل 2 – 11 التوزيع المثالي للقوى المؤثرة على الطائرة

ولكن ولسوء الحظ فإن هذه القوى الأربعة لا تعمل من نفس المركز بل من مراكز مختلفة من جسم الطائرة مكونة ثنائيات قوى تؤدي الى تحفيز الطائرة لتغيير زاوية الميل الرأسية.

هذه الثنائيات تكون على النحو التالي:

ثنائية قوة الحمل / الوزن:

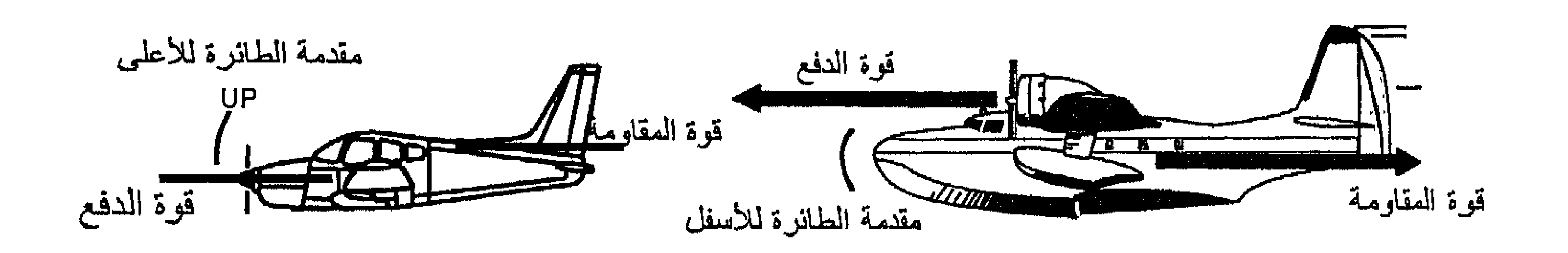
قلنا أن قوة الحمل تعمل من مركز الضغط، والوزن من مركز الجاذبية، وبالتالي فإن هناك حالتين هما: أن يكون مركز الضغط خلف مركز الجاذبية وبالتالي يؤدي الى إمالة رأس الطائرة للأسفل الشكل (3 - 11) والحالة الثانية وهي أن يكون مركز الضغط أمام مركز الجاذبية وهذا يؤدي الى إمالة رأس الطائرة الى الأعلى.



الشكل 3 – 11 ثنائية قوة الحمل / الوزن

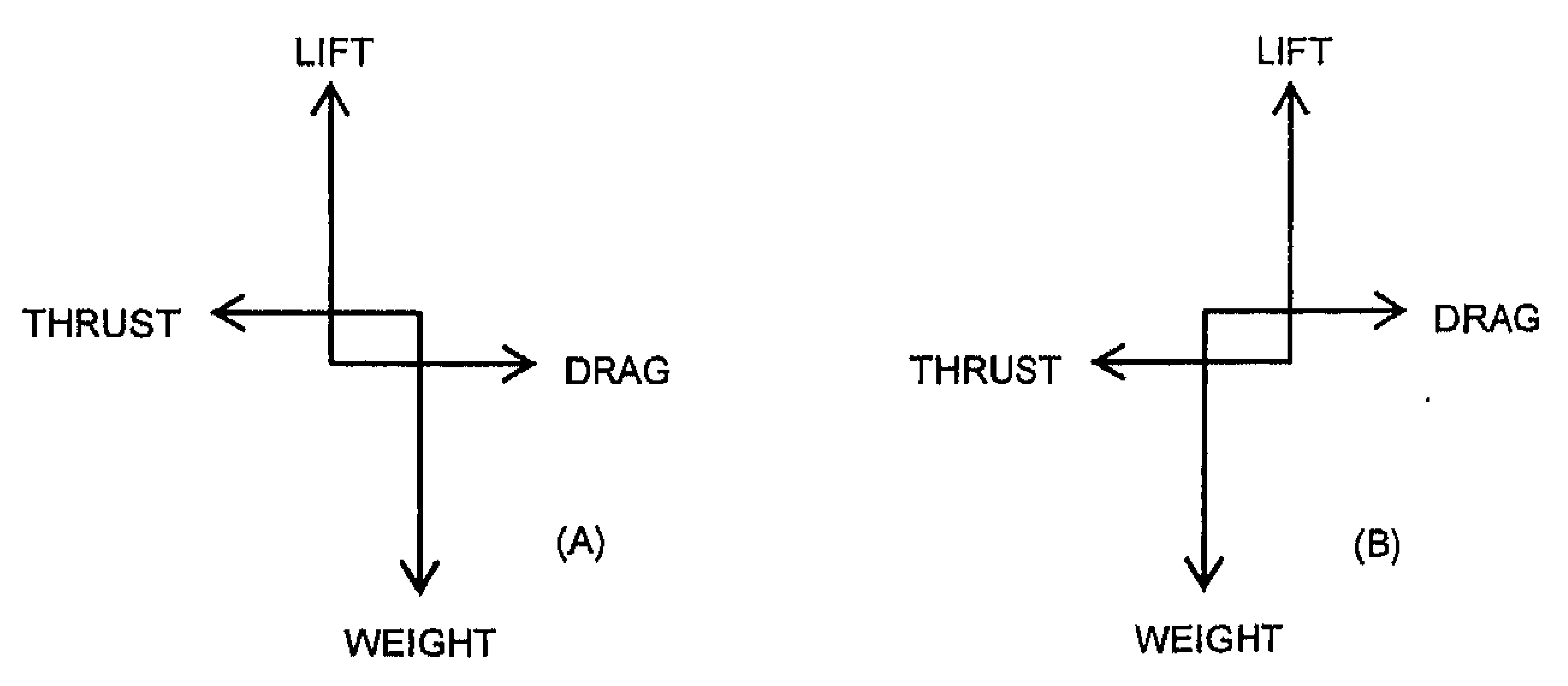
ثنائية قوة الدفع / المقاومة

إذا كانت محصلة قوة الدفع تعمل أسفل محصلة المقاومة فإن هذا يؤدي الى إمالة رأس الطائرة للأعلى، وإذا كانت محصلة قوة الدفع أعلى محصلة المقاومة فإن هذا يؤدي الى إمالة رأس الطائرة الى الأسفل.



. الشكل 4 - 11 ثنائية قوة الدفع / قوة المقاومة

هنا فكر المصممون بطريقة معينة لجعل هذه القوى الأربعة تعمل بثنائيات محصلة إمالتها لرأس الطائرة تساوي صفراً. الشكل التالي يبين طريقتين متبعتين في ذلك:

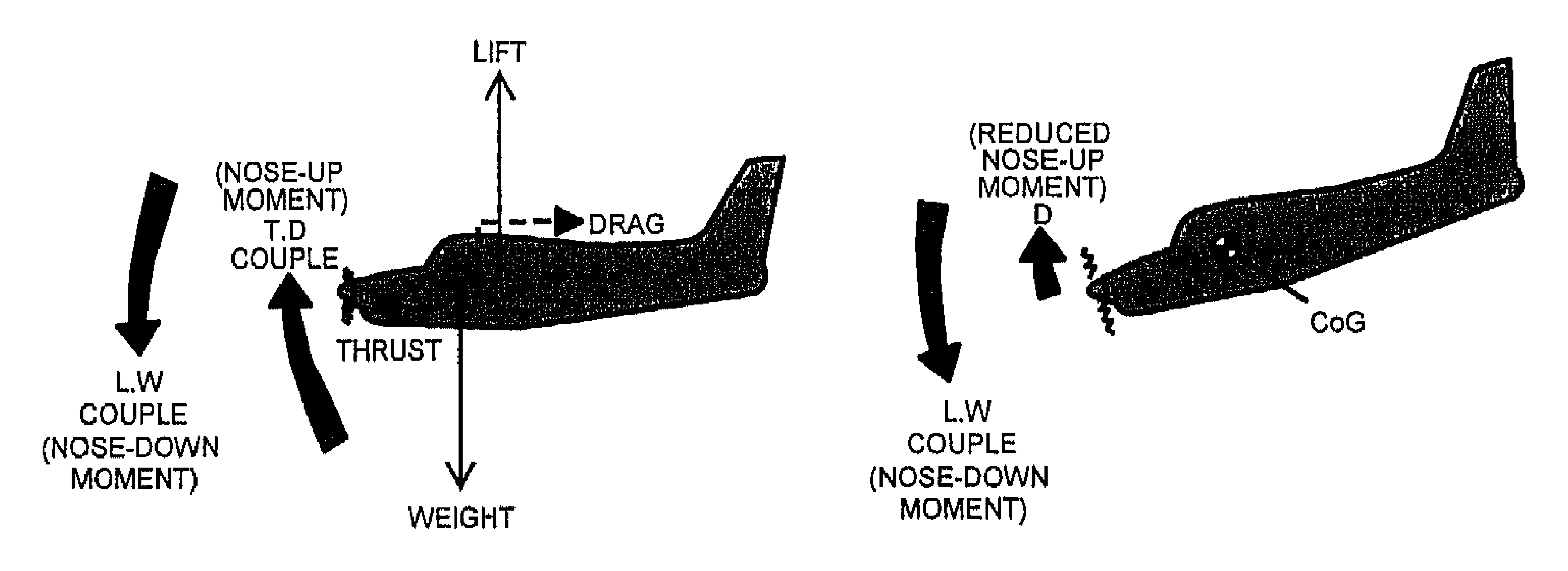


الشكل 5 – 11 التوزيع العملي لثنائيات القوى المؤثرة على الطائرة

في الشكل على اليمين: تعمل ثنائية قوة الحمل / الوزن على إمالة الرأس للأسفل بينما تعمل ثنائية الدفع / المقاومة على إمالة الرأس للأعلى، بالتالي فإن كل ثنائية تلغي عمل الثانية.

في الشكل على اليسار تعمل ثنائية قوة الحمل / الوزن على إمالة الرأس للأعلى بينما تعمل ثنائية قوة الدفع / المقاومة على إمالة الرأس للأسفل وبالتالي فإن كل ثنائية تلغي عمل الثانية أيضاً.

<u>ملاحظة مهمة:</u> هناك أمر مهم آخر أخذه المصممون بعين الاعتبار وهو عند تعطل محركات الطائرة عن العمل أثناء الطيران، فقاموا بتصميم الطائرة بحيث تكون ثنائية الحمل / الوزن تعمل على إمالة رأس الطائرة للأسفل عند انعدام قوة الدفع من المحركات، وذلك للسماح للطائرة لأخذ وضعية التزلج الهوائي (Gliding) (سيتم شرح التزلج الهوائي لاحقاً في الفصول القادمة). حيث تطير الطائرة سابحة في الهواء من دون قوة دفع من المحركات. وبالتالي فإن ثنائيات القوى تكون مرتبة بحيث يكون الحمل خلف الوزن والدفع تحت المقاومة. الشكل



الشكل 6 – 11 انعدام قوة الدفع تؤدي إلى ميل مقدمة الطائرة إلى الأسفل

بالعودة الى فكرة الثنائيات اللاغية لبعضها. فإنه من المهم أيضاً معرفة أن ذلك غير متوفر دائماً أثناء الطيران، وبالتالي على الطيار استخدام اللوح الرافع للمحافظة على زاوية ميل الطائرة بالدرجة المطلوبة، هنا تجدر الإشارة الى أن هناك نوعاً من ذيول الطائرات يكون فيه الجزء الأفقي كله قابل للحركة وبالزاوية التي يريدها الطيار. وعند ميل الطائرة لإمالة رأسها للأعلى أو للأسفل فإن على الطيار اختيار الزاوية المناسبة للجزء الأفقي للجناح لإلغاء تلك الإمالة

الفصل الثاني عشر

زيادة ارتفاع الطائرة

Climbing

زيادة ارتفاع الطائرة (الصعود) / Climbing

تكلمنا في السابق عن القوى المؤثرة في الطائرة عند الطيران باستقامة وعند ارتفاع محدد، ولكن ماذا يحصل لهذه القوى إذا أردنا زيادة الارتفاع؟ وكيف يستطيع الطيار زيادة ارتفاع الطائرة، هل بزيادة قوة الدفع (Thrust)؟ أم بزيادة قوة الحمل (Lift) أم بزيادة هذين المتغيريين مع بعضهما البعض؟؟

في الحقيقة زيادة ارتفاع الطائرة هو نتاج لزيادة في قوة الحمل عن تلك المطلوبة لدعم وزن الطائرة، ولكن الزيادة في قوة الحمل هي أيضاً تنتج من عدة متغيرات كما أسلفنا سابقاً، وتباعاً لمعادلة قوى الحمل:

$$\textbf{Lift} = \tfrac{1}{2} \times \mathcal{D}\rho \times \mathbf{V}^2 \times \mathbf{C_L} \times \mathbf{S}$$

فإن أي زيادة في زاوية الهجوم أوالسرعة ستؤدي الى زيادة قوة الحمل باعتبار المتغيرات الأخرى ثابتة.

في الحقيقة وبعد دراسات عدة فإن أهم **متغير هو زاوية الهجوم**، لأن السرعة المطلوبة لزيادة الارتفاع تكون في العادة أقل من السرعة في حالة الطيران باستقامة وعلى ارتفاع محدد. ولا ننسى أنه عند زيادة قوة الحمل فإن المقاومة تزيد وبالتالي نحن بحاجة الى زيادة في قوة الدفع (Thrust) أيضاً. **إذن زيادة الارتفاع تحتاج الى زيادة في قوة الدفع وقوة الحمل مع بضهما البعض.**

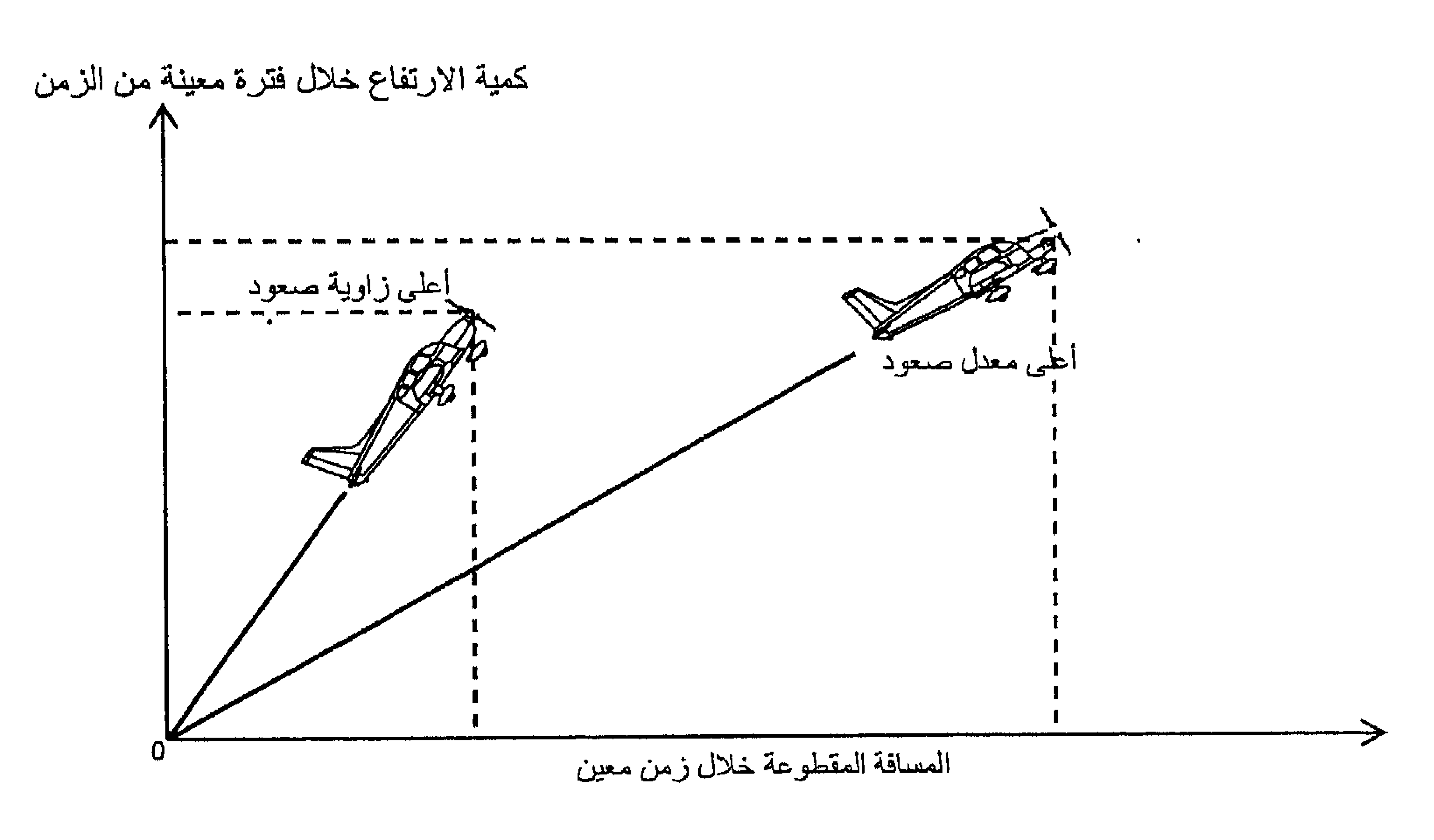
ملاحظة: قد يزداد ارتفاع الطائرة دون زيادة قوة الدفع ولكن لفترة قصيرة جداً بعدها يجب على الطيار زيادة قوة الدفع لتعويض الخسارة في قوة الحمل الناتجة عن الزيادة الكبيرة في مقاومة الهواء وبالتالي النقصان الكبير في السرعة وأخيراً النقص الكبير في قوة الحمل الداعمة لوزن الطائرة.

أعلى زاوية للصعود وأعلى معدل للصعود

(Best angle of climb & Best rate of climb)

أبدأ هذا الموضوع بشرح معنى زاوية الصعود ومعدل الصعود والفرق بينهما.

زاوية الصعود: وهي الزاوية ما بين خط الأفق ومسار الطائرة، وعندما نقول أعلى زاوية صعود أي **تلك الزاوية التي من خلالها تستطيع الطائرة الارتفاع أكبر قدر ممكن في أقل مسافة ممكنة على الأرض** . الصورة التالية توضح ذلك.



الشكل 1 – 12 الاختلاف بين أعلى معدل صعود وأكبر زاوية صعود

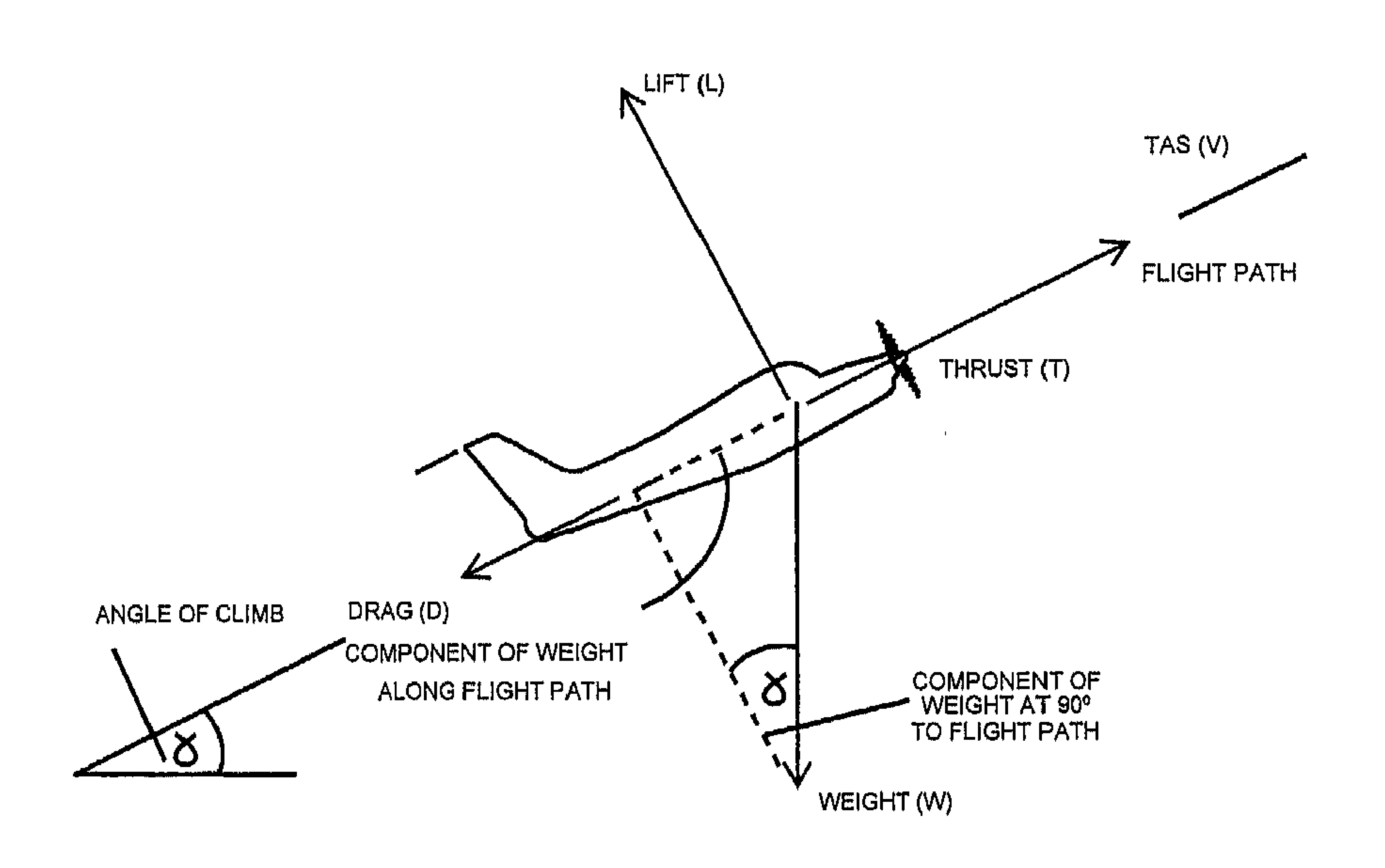
تسمى سرعة الطائرة عند أعلى زاوية صعود بـ (V_x) وهي السرعة التي من خلالها يستطيع الطيار معرفة أنه عند أعلى زاوية صعود أم لا، ويتم استخدام هذه السرعة **عندما تكون المنطقة ما بعد مدرج الاقلاع محتوية على جبال أو مدن أوبنايات كبيرة وذلك للإبتعاد عن هذه العوائق بأقل مسافة ممكنة مقطوعة على الأرض.**

معدل الصعود (Rate of climb): يعني عدد الأقدام التي ترتفعها الطائرة خلال مدة زمنية محددة. وعندما نقول أعلى معدل صعود أي **أكبر عدد من الأقدام تستطيع الطائرة ارتفاعها خلال دقيقة واحدة.**

تسمى السرعة التي يكون عندها أعلى معدل صعود بـ **(V_y)** وهي السرعة التي يستطيع الطيار من خلالها معرفة أنه على أعلى معدل للصعود أم لا. يتم استخدام هذه السرعة (V_y) **عندما تتطلب الحاجة الارتفاع الى مستوى معين في أقل زمن ممكن.**

القوى المؤثرة على الطائرة أثناء صعودها بسرعة ثابتة.

Forces in a steady climb



الشكل 2 – 12 القوى المؤثرة على الطائرة أثناء عملية الصعود

عند صعود الطائرة بسرعة ثابتة تكون القوى المؤثرة عليها في حالة اتزان ولكنها تكون مقسمة كما في الشكل (2 – 12).

نلاحظ من الشكل السابق أن الوزن قد انقسم الى مكونتين، أفقية وعمودية. ونلاحظ أن المكون الأفقي للوزن يعمل في نفس الإتجاه الذي تعمل فيه مقاومة الهواء وبالتالي إذا أردنا أن نصل الى حالة اتزان فلا بد أن تكون قوة الدفع (Thrust) تساوي قوة المقاومة + المكون الأفقي من الوزن.

قوة الدفع = المقاومة + المكون الأفقي للوزن

وبما أن المكون الأفقي للوزن = الوزن x جا δ ←

قوة الدفع = المقاومة + (الوزن x جا δ)

أيضاً نلاحظ أن قوة الحمل المطلوبة تساوي المكون العمودي من وزن الطائرة.

Lift = Vertical component of weight.

وبما أن المكون العمودي للوزن = الوزن + جتا δ

قوة الحمل = الوزن x جتا δ .

<u>ملاحظة مهمة جداً:</u> عند التأمل في المعادلتين السابقتين

قوة الدفع = المقاومة + (الوزن + جا δ)

قوة الحمل = الوزن x جتا δ

نستنتج أن قوة الدفع دائماً أكبر من المقاومة وأن قوة الحمل دائماً أصغر من وزن الطائرة الكلي وذلك في حالة الصعود بثبات (Steady climb)

زاوية الصعود Angle of climb

بما أن قوة الدفع (Thrust) في حالة الصعود = المقاومة + (الوزن x جا δ)

فإن :

$$\frac{\text{قوة الدفع} - \text{المقاومة}}{\text{الوزن}} = \text{جا } \delta$$

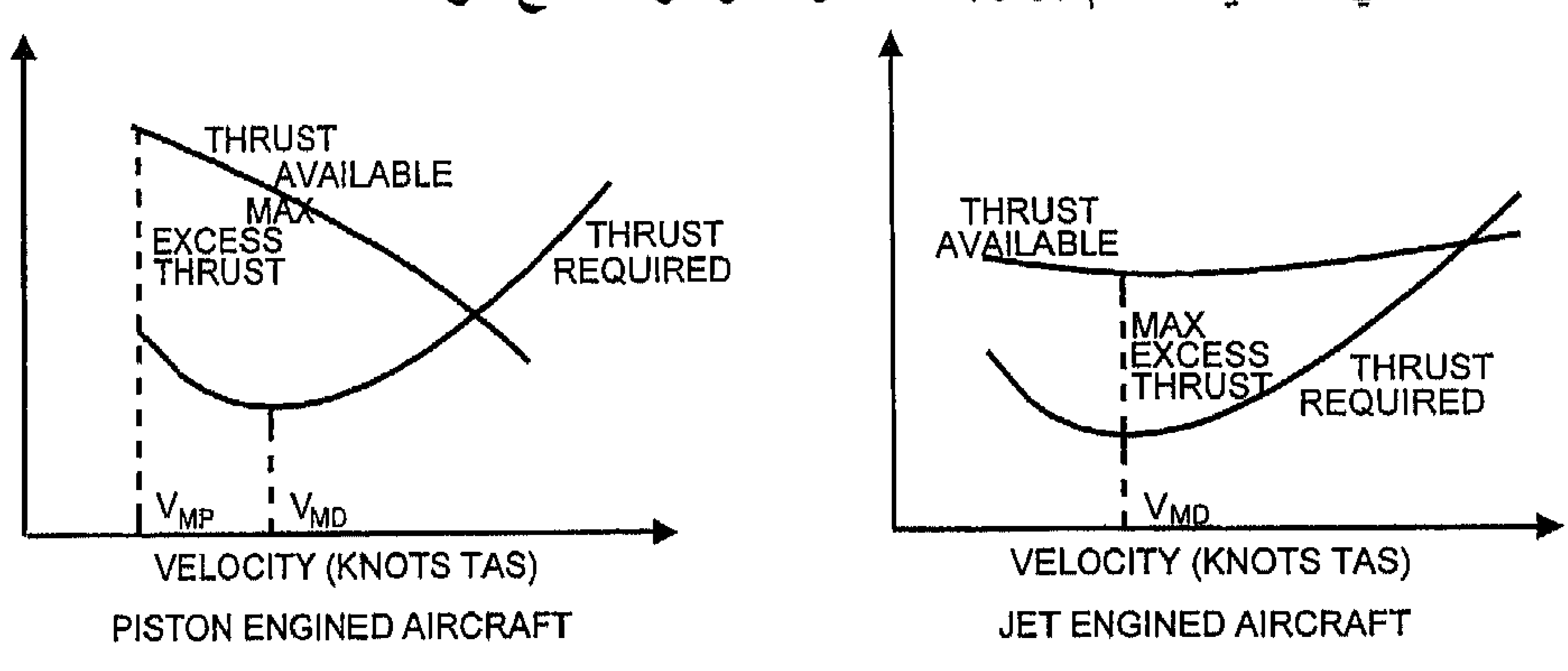
وبما أن المقاومة = قوة الدفع المطلوبة عند الطيران باستقامة وعند ارتفاع محدد فإننا نستطيع التعويض عنها في المعادلة لتصبح المعادلة كما يلي:

$$\frac{\text{قوة الدفع (الصعود)} - \text{قوة الدفع (المقاومة)}}{\text{الوزن}} = \text{جا } \delta$$

$$\leftarrow \frac{\text{قوة الدفع الزائد}}{\text{الوزن}} = \text{جا } \delta$$

إذاً تتناسب قوة الدفع الزائدة مع جا δ تناسباً طردياً

بما أن جا δ يتناسب طردياً مع الزاوية δ (زاوية الصعود) فإن قوة الدفع الزائدة تتناسب طرديا مع زاوية الصعود. وهذا يعني أن العامل الأساسي والذي يتحكم بزاوية الصعود هو قوة الدفع الزائدة.



الشكل 3 – 12 كمية قوة الدفع الزائدة (Excess Thrust) هو العامل الرئيسي المؤثر في زاوية الصعود

الشكل 3 – 12 يوضح العلاقة بين قوة الدفع والسرعة. المنحنى العلوي يمثل قوة الدفع المتوفرة والمنحنى السفلي يمثل قوة الدفع المطلوبة. الرسم الذي على اليسار يعود للطائرات بالمحركات ذات الاسطوانات. أما الذي على اليمين فيعود للطائرات بالمحركات النفاثة.

وعند التمعن أكثر نجد أن الطائرات بمحركات ذات اسطوانات ترتفع بأعلى زاوية صعود عند السرعة التي تكون عندها القوة المطلوبة في أدنى قيمها (V_{MP}) ذلك أن قوة الدفع الزائدة عند (V_{MP}) تكون في أعلى قيمها. أما بالنسبة للطائرات النفاثة فإن ذلك يحدث عند السرعة ذات أقل قيمة مقاومة (V_{MD}).

معدل الصعود Rate of climb

ويعبر عنه عادة بـ قدم / ثانية (feet / minute) وهو مرتبط بصورة أساسية مع سرعة الطائرة وزاوية صعودها بالمعادلة التالية:

معدل الصعود = السرعة × جا δ

← جا δ = معدل الصعود / السرعة ..... معادلة أ

ولكن نحن نعلم أن قوة الدفع = المقاومة + (الوزن x جا δ)

ولكن وبالتعويض عن جا δ من المعادلة (أ) أعلاه فإن

← قوة الدفع – المقاومة = الوزن × معدل الصعود / السرعة

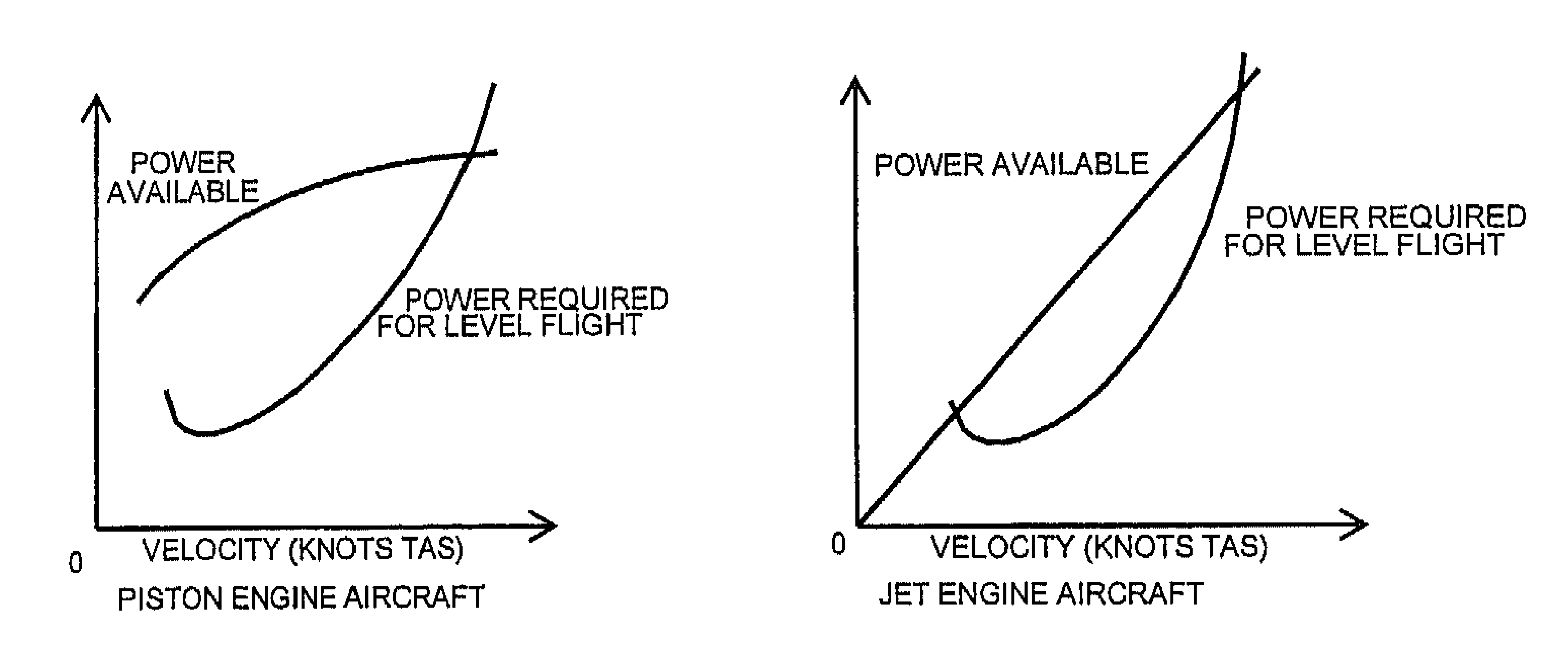
إذاً معدل الصعود = السرعة × (قوة الدفع – المقاومة)
الوزن

ولكن السرعة × قوة الدفع = القوة المتوفرة Power Available
السرعة × المقاومة = القوة اللازمة Power Required

إذن ← معدل الصعود = القوة المتوفرة – القوة اللازمة
الوزن

← معدل الصعود = القوة الزائدة
الوزن

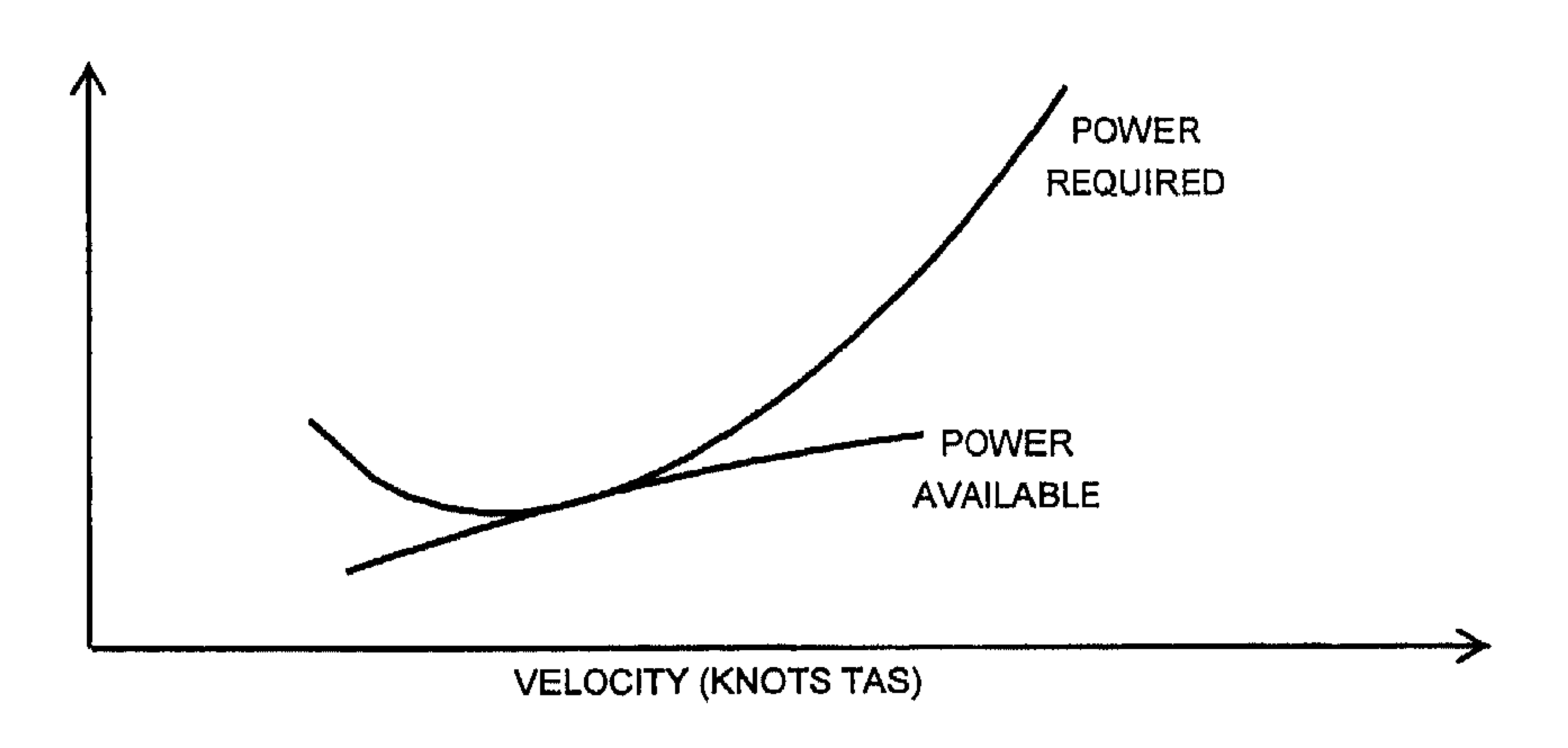
وبالتالي فإن معدل الصعود يتم التحكم به من خلال القوة الزائدة من الطائرة.
وكما هي الحال لزاوية الصعود، فإن معدل الصعود أيضاً ينحكم الى سرعات يتم تحديدها من خلال الشكل التالي.



الشكل 4 – 12 القوة المتوفرة والقوة المطلوبة للطائرة أثناء الصعود

نلاحظ من الرسمين (اليمين للطائرات النفاثة واليسار للطائرات بمحركات ذات اسطوانات) أن أعلى معدل صعود يكون عند السرعة التي تكون عندها القوة الزائدة في أعلى قيمها وتسمى هذه السرعة بسرعة أفضل صعود (Best climb speed).

ملاحظة مهمة جداً: عندما تكون القوة المتوفرة مساوية للقوة المطلوبة أو اللازمة فإن معدل الصعود يساوي صفراً. وهذا يعني أن الطائرة لم تعد قادرة على الارتفاع ولو لقدم واحدة. وعندها أيضاً تستطيع الطائرة المحافظة على الارتفاع التي هي عليه فقط عند سرعة معينة تعتمد على نوع الطائرة وحجمها . والظروف الجوية المصاحبة. الرسم التالي يبين أن منحنى القوة المتوفرة يتماس مع منحنى القوة المطلوبة. والسرعة التي تكون عندها نقطة التماس هذه هي السرعة التي تستطيع الطائرة عندها المحافظة على ارتفاعها.

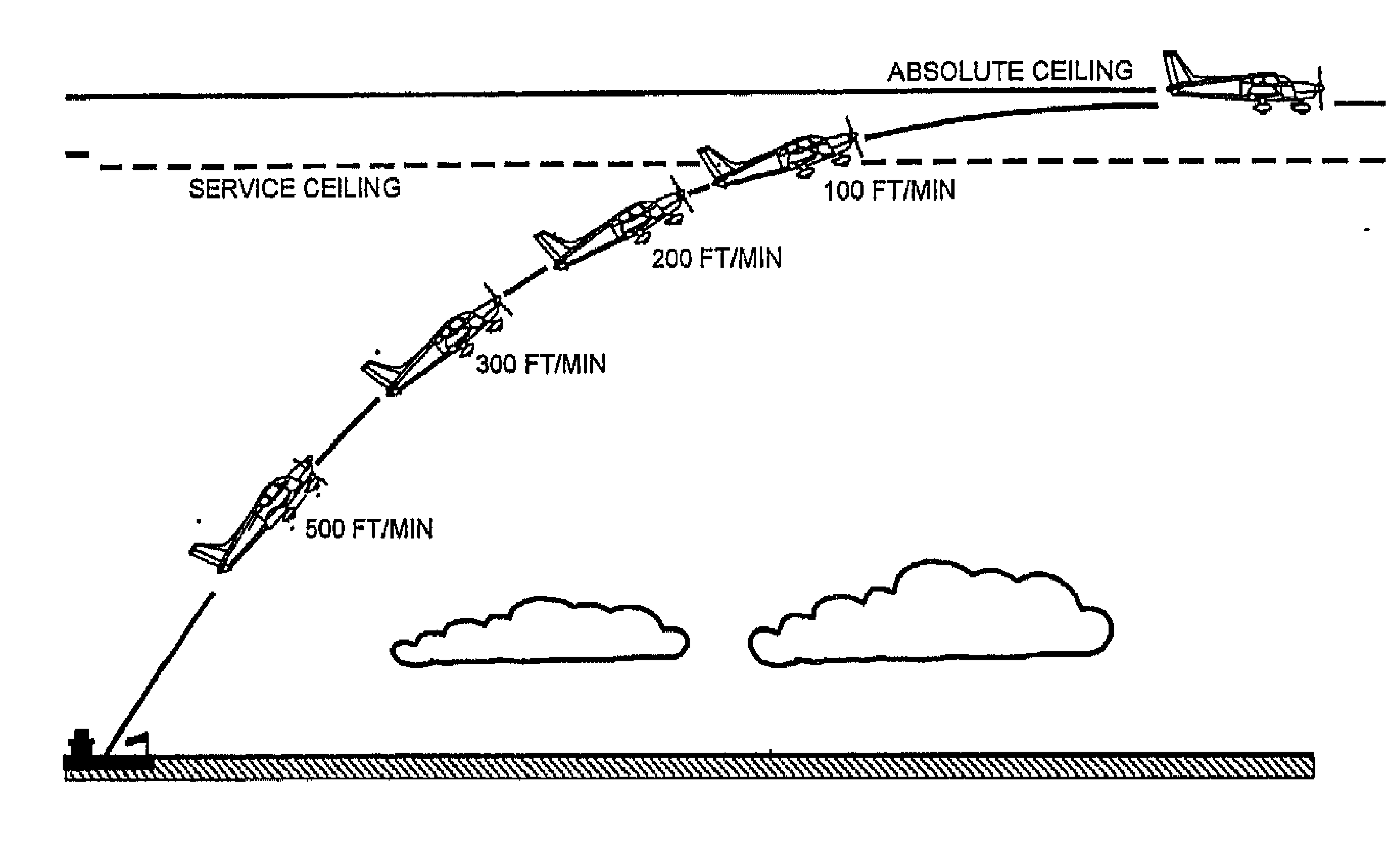


الشكل 5 – 12 معدل الصعود يساوي صفر عندما تكون القوة المتوفرة تساوي القوة المطلوبة

تأثير الزيادة في الارتفاع على معدل الصعود.

قلنا سابقاً أن كثافة الهواء تقل كلما صعدنا أو ارتفعنا أكثر. وبما أن القوة الناتجة عن المحركات محكومة لكثافة الهواء، ذلك أن المحركات تعمل عن طريق حرق الوقود، واحتراق الوقود بحاجة الى الهواء المحمل بالأكسجين. فإذا قلت كثافة الهواء قل الأكسجين وبالتالي قلت عملية الإحتراق وقلت معه القوة المتوفرة الناتجة عن المحركات. وكلما صعدنا أكثر كلما قلت القوة المتوفرة. وكما قلنا سابقاً عند الوصول الى أن منحنى القوة المتوفرة يصبح متماساً مع منحنى القوة المطلوبة فإن معدل الصعود يصبح مساوياً للصفر.

هذا الارتفاع الذي يصبح عنده معدل الصعود يساوي صفراً يسمى الإرتفاع المطلق أو السقف المطلق. (Absolute Ceiling)



الشكل 6 – 12 تأثير قيمة الارتفاع على أداء الطائرة أثناء الصعود

<u>ملاحظة:</u> هناك مسمىً ثانٍ مهم وهو سقف الخدمة Service Ceiling وهو الارتفاع الذي يكون عنده معدل الصعود = 100 قدم / ث بالنسبة للطائرات بالمحركات ذات الاسطوانات. أما بالنسبة للطائرات النفاثة فهو الارتفاع الذي يصبح عنده معدل الصعود = 500 قدم / ثانية.

تأثير الوزن على أداء الطائرة عند الصعود

بما أن زاوية الصعود = قوة الدفع الزائدة / الوزن

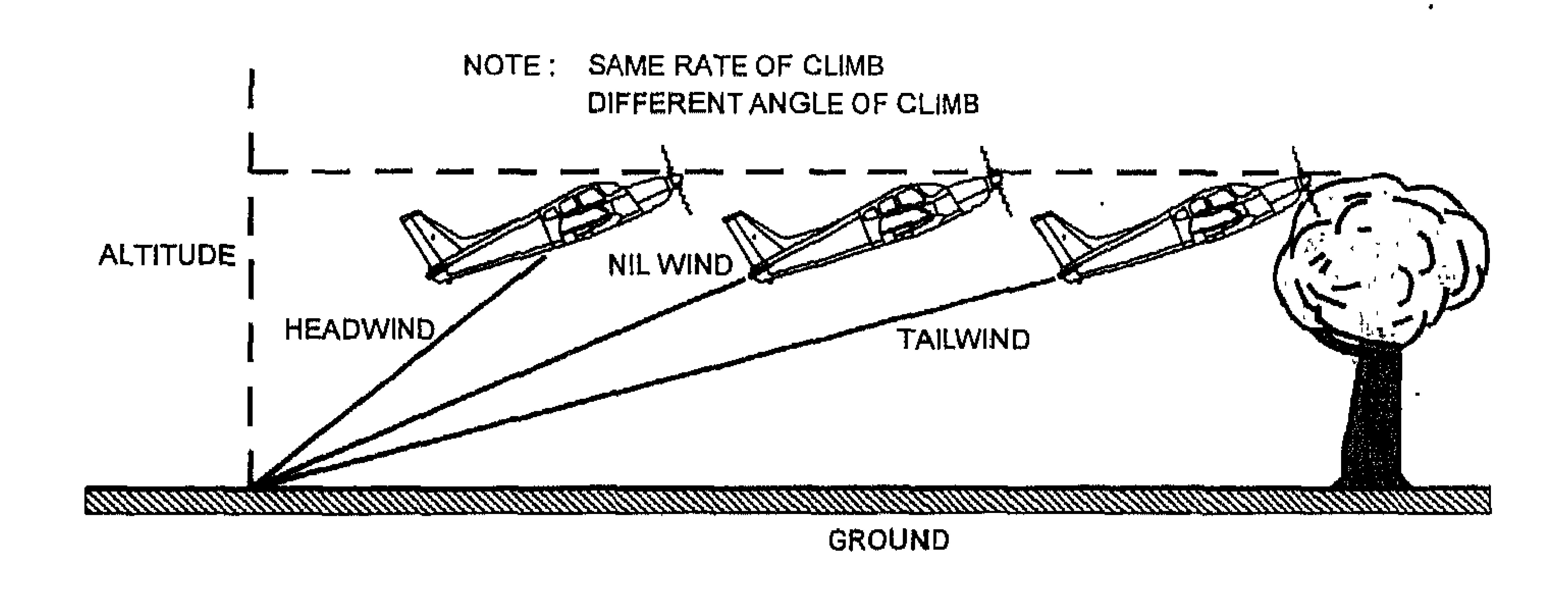
ومعدل الصعود = القوة الزائدة / الوزن

فإن الوزن يتناسب عكسياً مع زاوية ومعدل الصعود أي يؤثر سلباً على أداء الطائرة عند الصعود.

تأثير الرياح على الصعود

كما في الشكل التالي فإن **الرياح الرأسية تزيد من زاوية الصعود ولكنها لا تؤثر على معدل الصعود.** أما في حالة الرياح المستقرة، فإنه لا تأثير أبداً على الزاوية أو المعدل للصعود. وفي **حالة الرياح الذيلية (الخلفية)، فإنها تقلل من** زاوية الصعود ولكنها لا تؤثر على معدل الصعود.

الرياح لا تؤثر على معدل الصعود ولكن تؤثر على زاوية الصعود.



الشكل 7 – 12 تأثير اتجاه الرياح على أداء الطائرة أثناء الصعود

الفصل الثالث عشر

تقليل ارتفاع الطائرة والطيران الشراعي

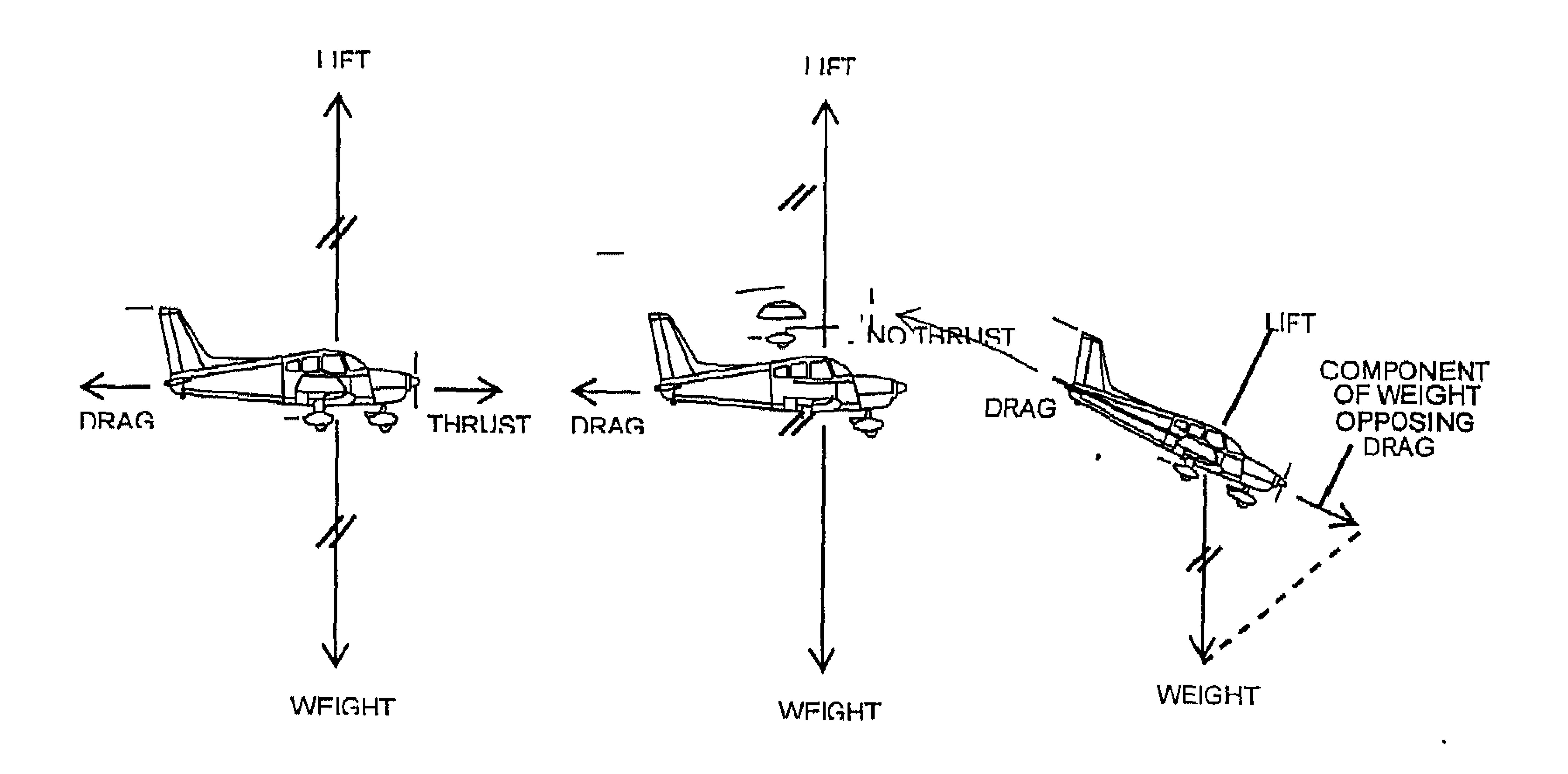
Descending and Gliding

تقليل الارتفاع (الانحدار) والطيران الشراعي (من دون محركات)
Descending Gliding

قلنا سابقاً أن الطائرة في حالة الطيران باستقامة وعند ارتفاع ثابت تكون تحت تأثير متساوٍ من قوى الدفع والمقاومة وقوى الحمل والوزن، وعندما يحدث أي تغيير على هذه القوى تؤدي الى زيادة في الارتفاع كما ذكرنا في الفصل السابق أو نقصان في الارتفاع كما سنذكر في هذا الفصل.

عندما تقل القوة المتوفرة عن القوة المطلوبة لإبقاء الطائرة باستقامة فإن الطائرة ستبدأ بالانحدار، كما في الشكل التالي الذي يبين أن قوة الدفع قد تلاشت الى الصفر. تلاشي قوة الدفع يعني أن الطائرة لم تعد قادرة على الطيران باستقامة وبارتفاع محدد. وأن الطائرة ستميل رأسياً الى الأسفل.

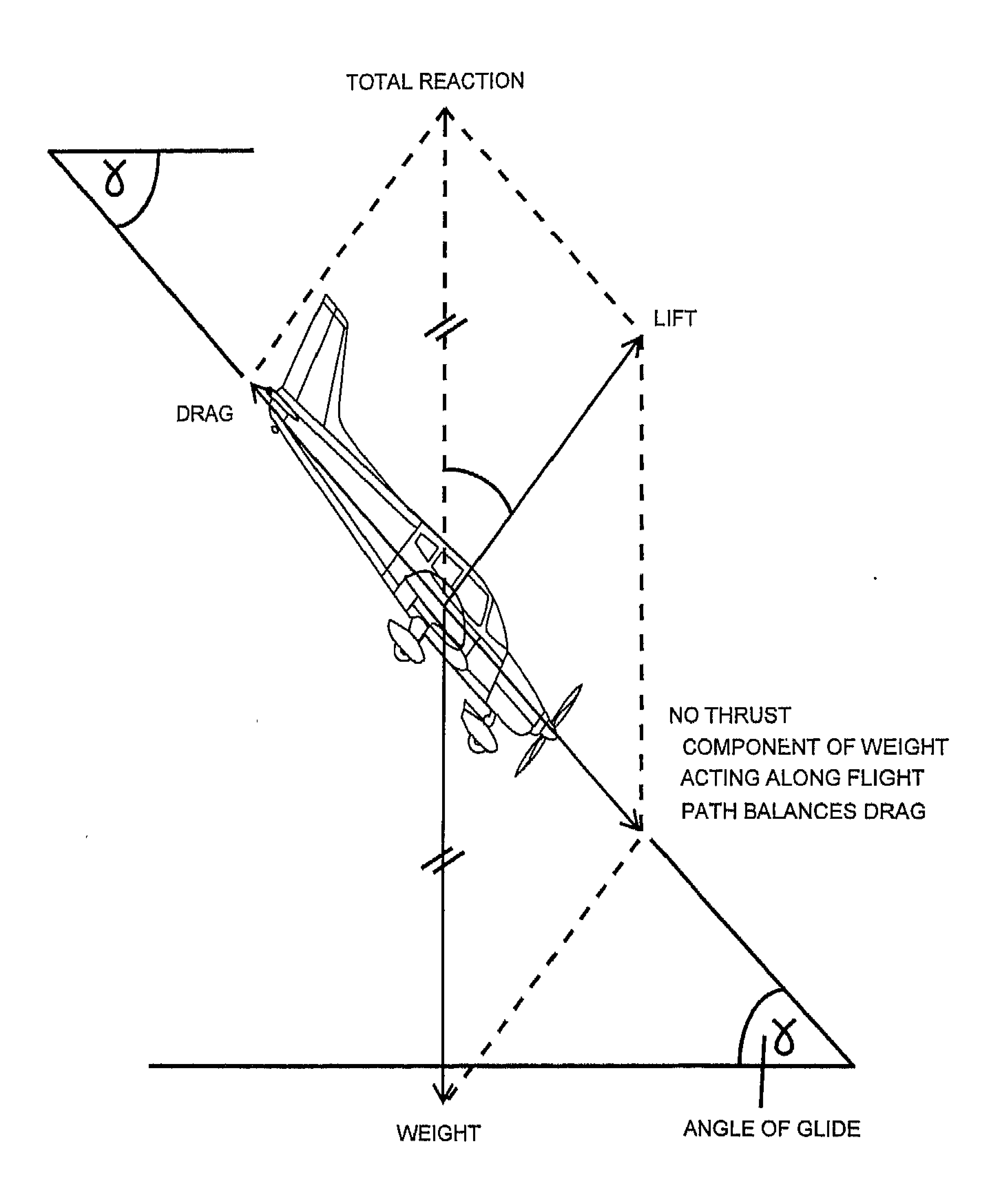
هذا الميلان الرأسي يعني أن المكون الأفقي لمحصلة الوزن سيعمل بنفس اتجاه قوة الدفع. وبالتالي سيعمل على معادلة قوة المقاومة وتصبح الطائرة هنا تطير شراعياً أي بدون قوة محرك، ولكن هل هذا كافٍ للوصول الى بر الأمان في الحالات الإضطرارية؟ وهل هذه هي الطريقة المتبعة لتقليل ارتفاع الطائرات؟ هذا ما سنعرفه في هذا الفصل.



الشكل 1 – 13 القوى المؤثرة على الطائرة أثناء النزول

القوى المؤثرة في الطائرة أثناء الطيران الشراعي بثبات.
Forces in steady Glide

تعتبر الطائرة بأنها تطير شراعياً وبثبات عندما تكون قوى الحمل والمقاومة والوزن في إتزان وعند سرعة ثابتة. كما في الشكل التالي:



الشكل 2 – 13 القوى المؤثرة على الطائرة أثناء الطيران الشراعي بثبات

تسمى الزاوية ما بين مسار الطيران وخط الأفق بزاوية الطيران الشراعي " γ" (Glide Angle)

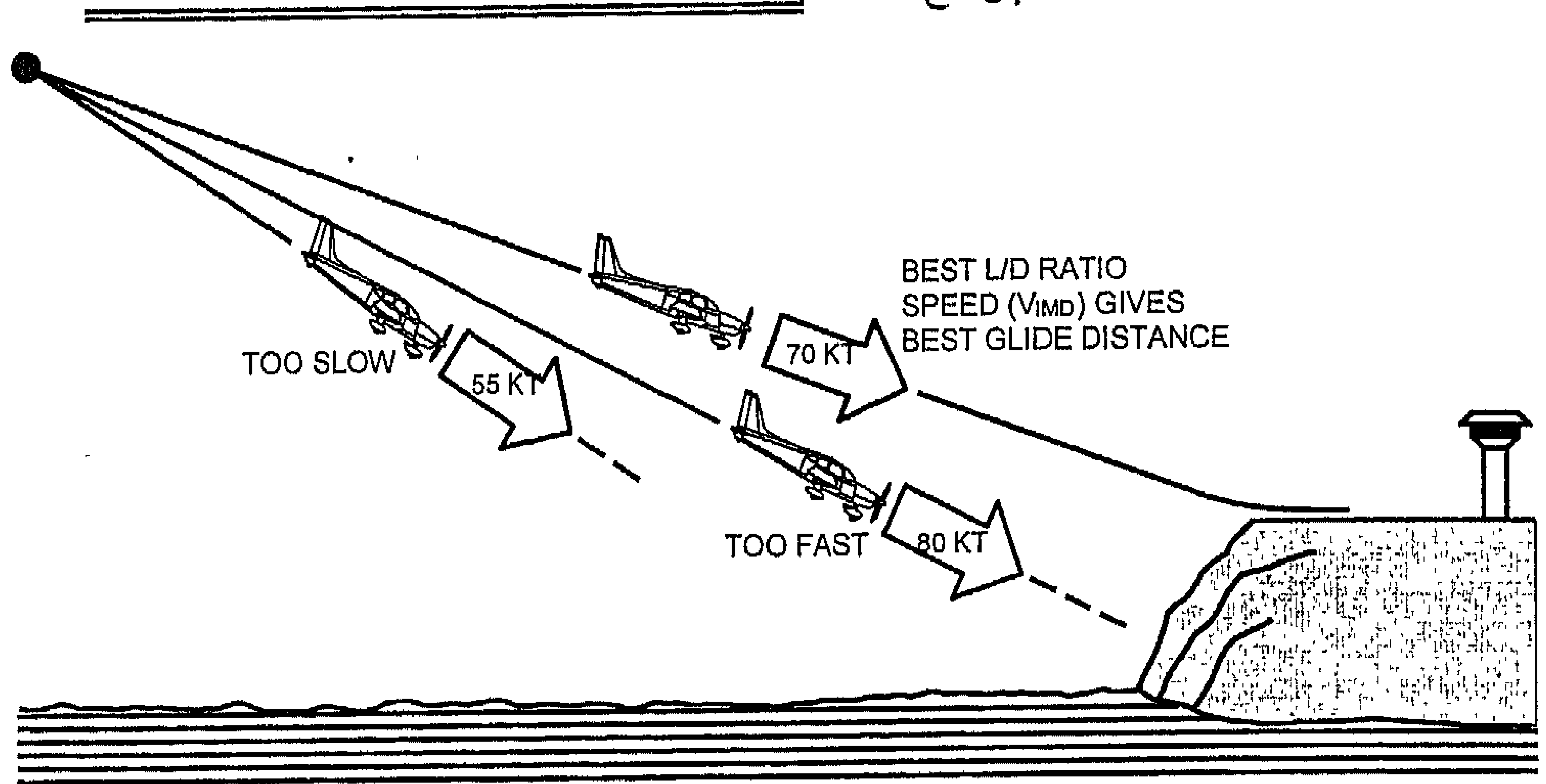
لاحظ أنه قد تم دعم الوزن بقوى الحمل والمقاومة مع بعضهما البعض حيث تعمل محصلة قوة الحمل وقوة المقاومة (Total reaction) بعكس اتجاه الوزن. أما المكون الأفقي للــوزن فقد عمل في نفس اتجاه قوة الدفع جاعلاً الطائرة تطير شراعياً بسرعة ثابتة.

ملاحظة مهمة جداً:

زاوية الطيران الشراعي مهمة للحصول على أكبر مدى ممكن من الطيران قبل الوصول الى الأرض، فإذا كانت الزاوية كبيرة قلت المسافة المقطوعة وإذا كانت الزاوية صغيرة زادت المسافة المقطوعة. ذلك أن زاوية الطيران الشراعي الأقل تعني قوة مقاومة أقل وزاوية هجوم أعلى أي نسبة (قوة الحمل/قوة المقاومة) تكون أعلى. وكما نتذكر من الفصل السابع فإن هذه النسبة تكون في أعلى قيمها عند سرعة أقل قوة مقاومة V_{MD} وبالتالي للمحافظة على الطائرة أكبر قدر ممكن قبل الوصول الى الأرض يجب:

1. الطيران بزاوية طيران شراعي صغيرة.
2. الطيران بسرعة أقل مقاومة V_{MD}.

وبصورة عامة فإن السرعة هي أهم عامل يستطيع الطيار التحكم فيه فعندما يفقد الطيار قوة المحركات، عليه وبشكل أساسي الطيران بسرعة V_{MD} قبل أن يفعل أي شيء آخر. وأي سرعة غيرها ستؤدي الى تقليل المسافة التي تستطيع الطائرة تحقيقها قبل وصولها الى الأرض.

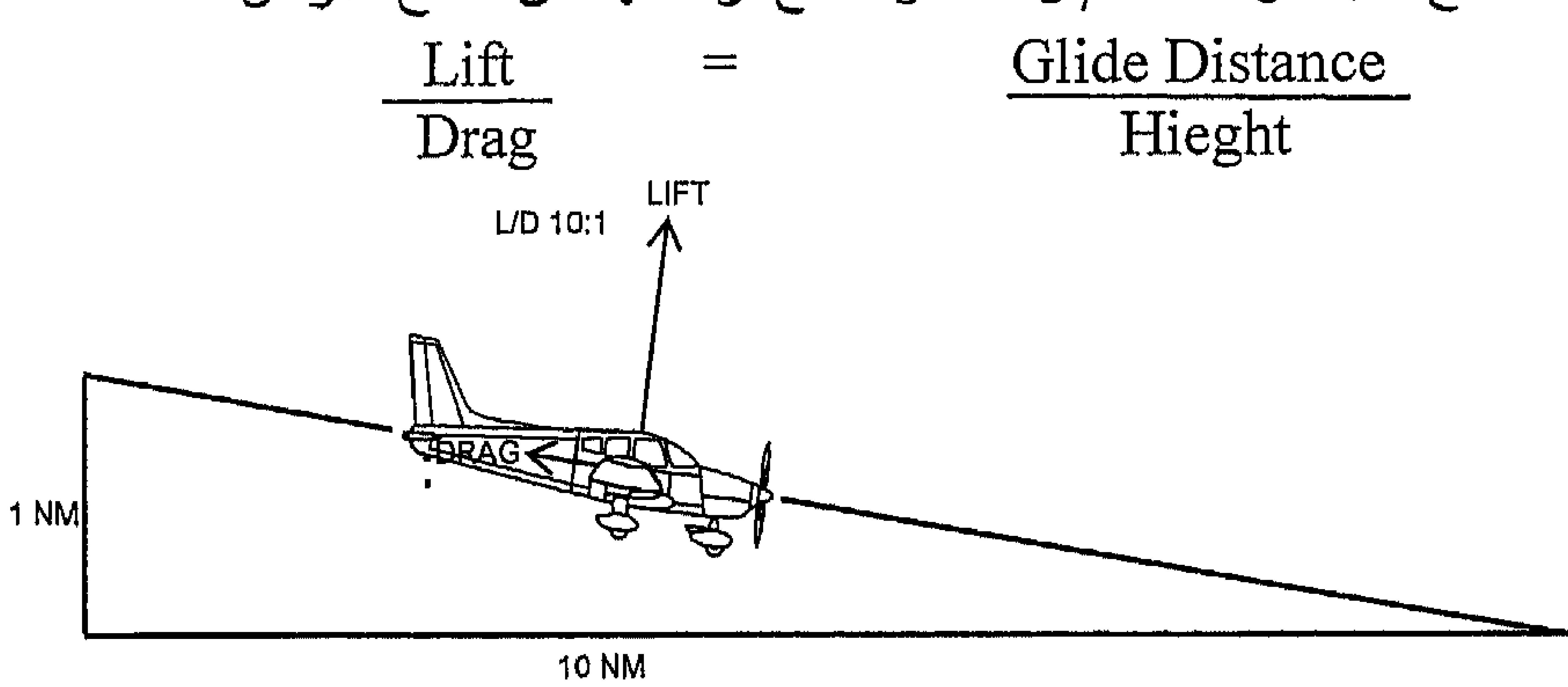


الشكل 3 – 13 تأثير سرعة الطائرة على طيرانها شراعياً

تخمين مسافة الطيران الشراعي في الهواء الساكن.

في الهواء الساكن فقط أي في الحالات التي ليس فيها هواء رأسي أو ذيلي فإن الطائرة تستطيع البقاء في الجو من دون قوة محركات لمسافة تتناسب مع نسبة قوة الحمل/قوة المقاومة مع ارتفاعها عن سطح الأرض.

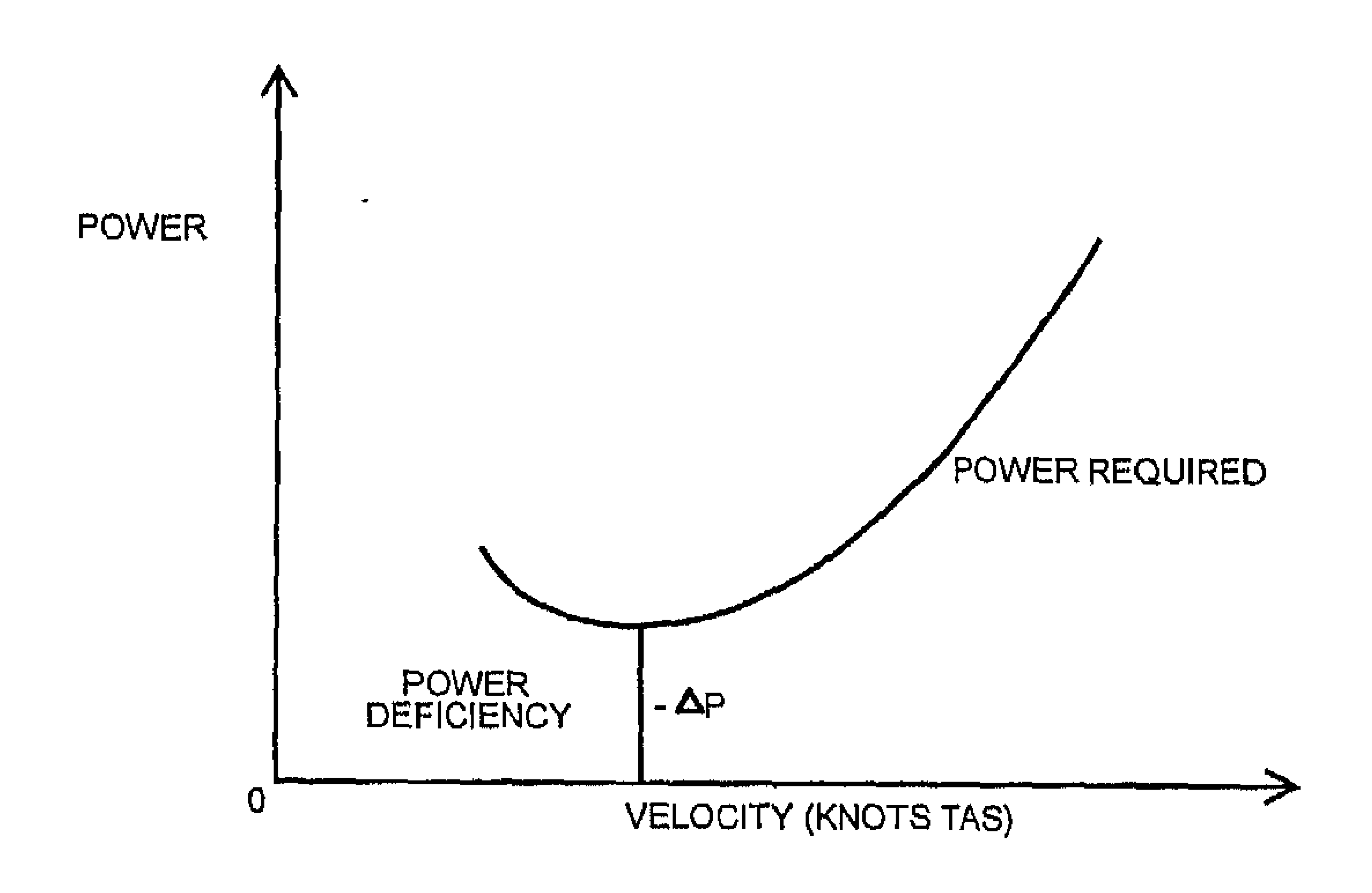
$$\frac{\text{Lift}}{\text{Drag}} = \frac{\text{Glide Distance}}{\text{Hieght}}$$



الشكل 4 – 13 النسبة بين المسافة المقطوعة شراعيا والارتفاع

معدل النزول Rate of Descend

معدل النزول هو عدد الأقدام التي يقل فيها ارتفاع الطائرة خلال دقيقة من الزمن، وله عدة مسميات من Rate of Descend أو Rate of Sink ، يتأثر معدل النزول بعدة عوامل من أهمها سرعة الطائرة في الهواء وزاوية النزول، ولكن هناك عاملاً آخر هو مقدار القوة المطلوبة للمحافظة على الطيران باستقامة. عند النظر الى المنحنى التالي



الشكل 5 – 13 مقدار النقص في القوة هو الذي يتحكم بمعدل النزول

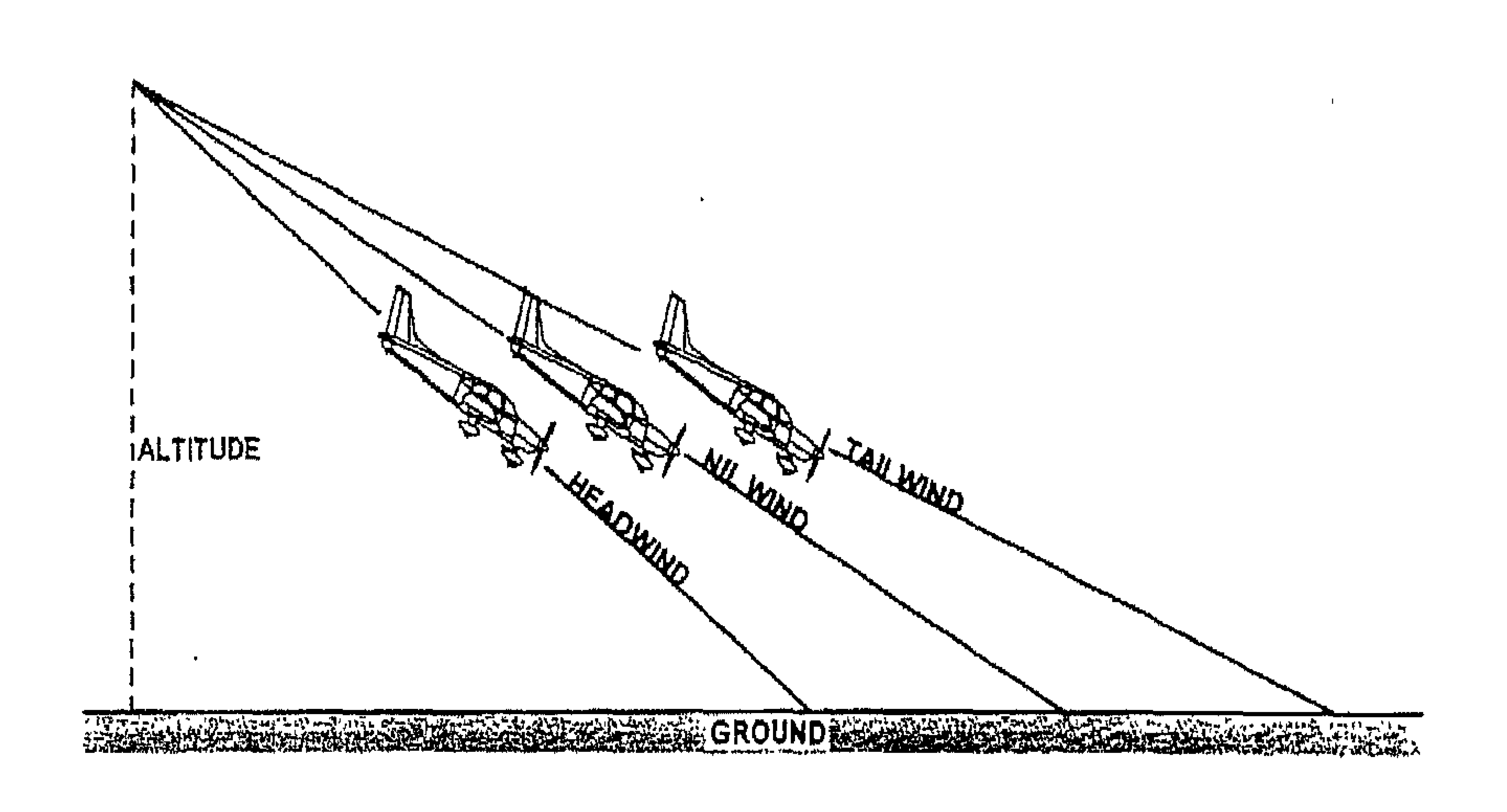
نلاحظ أنه عند عدم وجود قوة دفع من المحركات تنعدم القوة المتوفرة الى الصفر وبالتالي يصبح المحور السيني يمثل القوة المؤثرة. لاحظ أن المسافة ما بين منحنى القوة المطلوبة ومنحنى القوة المتوفرة (محور السينات) تختلف من نقطة الى نقطة، هذه المسافة تساوي مقدار النقص في القوة، وكلما زادت كلما زاد مقدار النقص في القوة المطلوبة وبالتالي زاد معدل النزول. لذا فإن أفضل نقطة يجب الطيران عندها هي النقطة التي تكون عند أقل مسافة بين المنحنيين وهي نقطة أقل نقص في القوة المطلوبة، وبالتالي فإننا نصل الى أقل معدل نزول عند

نقطة أقل نقص في القوة وتسمى السرعة عندها بالسرعة لأقل قوة (V_{MP})
(Velocity of minimum power required)

<u>ملاحظة مهمة جداً:</u> إن سرعة V_{MP} تختلف عن سرعة V_{MD}، فعند الأولى V_{MP} يكون لدينا أقل معدل نزول أما عند V_{MD} يكون لدينا اكبر مسافة ممكنة للطيران شراعياً قبل الوصول الى الأرض.

تأثير إتجاه الرياح على المسافة المقطوعة شراعياً

بالنظر الى الصورة التالية نلاحظ ما يلي: **أفضل إتجاه للرياح هو الرياح الذيلية أي تلك القادمة من خلف الطائرة حيث تزيد من المسافة الممكن أن تقطعها الطائرة شراعياً.** ثم تأتي بعد ذلك الرياح الساكنة أي لا يوجد رياح رأسية ولا ذيلية ثم تكون أسوأ الأمور عند الطيران شراعياً مع الرياح الرأسية حيث تقل بصورة كبيرة مسافة الطيران الشراعي.



الشكل 6 – 13 تأثير اتجاه الرياح على المسافة المقطوعة شراعيا

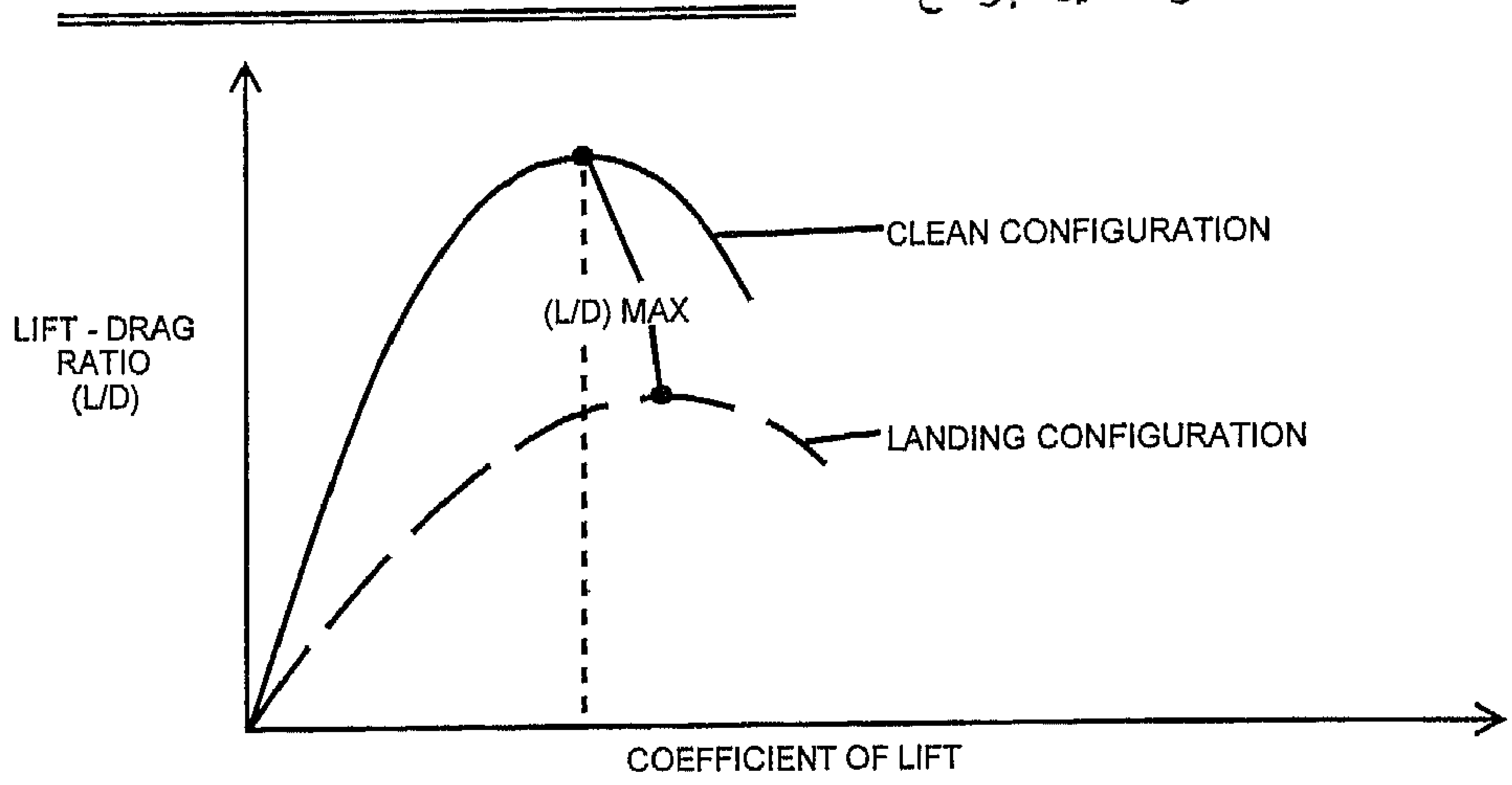
تأثير الوزن على الطيران شراعياً :

قلنا سابقاً أن عنصر الوزن مهم عند الطيران شراعياً حيث يعمل المكون الأفقي للوزن بنفس إتجاه قوة الدفع غير الموجودة، وبما أن المسافة المقطوعة شراعياً محكومة لـ V_{MD} وبما أن زيادة الوزن أو نقصانه لا يؤثران على المقاومة الهوائية **فإن الوزن لا يؤثر أبداً على المسافة المقطوعة شراعياً** أما بالنسبة لمعدل النزول، فإن معدل النزول يتأثر بكمية نقصان القوة المتوفرة (كما أسلفنا سابقاً). وبما أن القوة المطلوبة تزيد بزيادة الوزن فإن أقل قوة مطلوبة ستزداد وبالتالي فإن معدل النزول سيزداد.

إذن إذا قلنا أن الوزن سيزيد فإن الوقت المتوفر لدينا قبل الوصول الى الأرض سيقل.

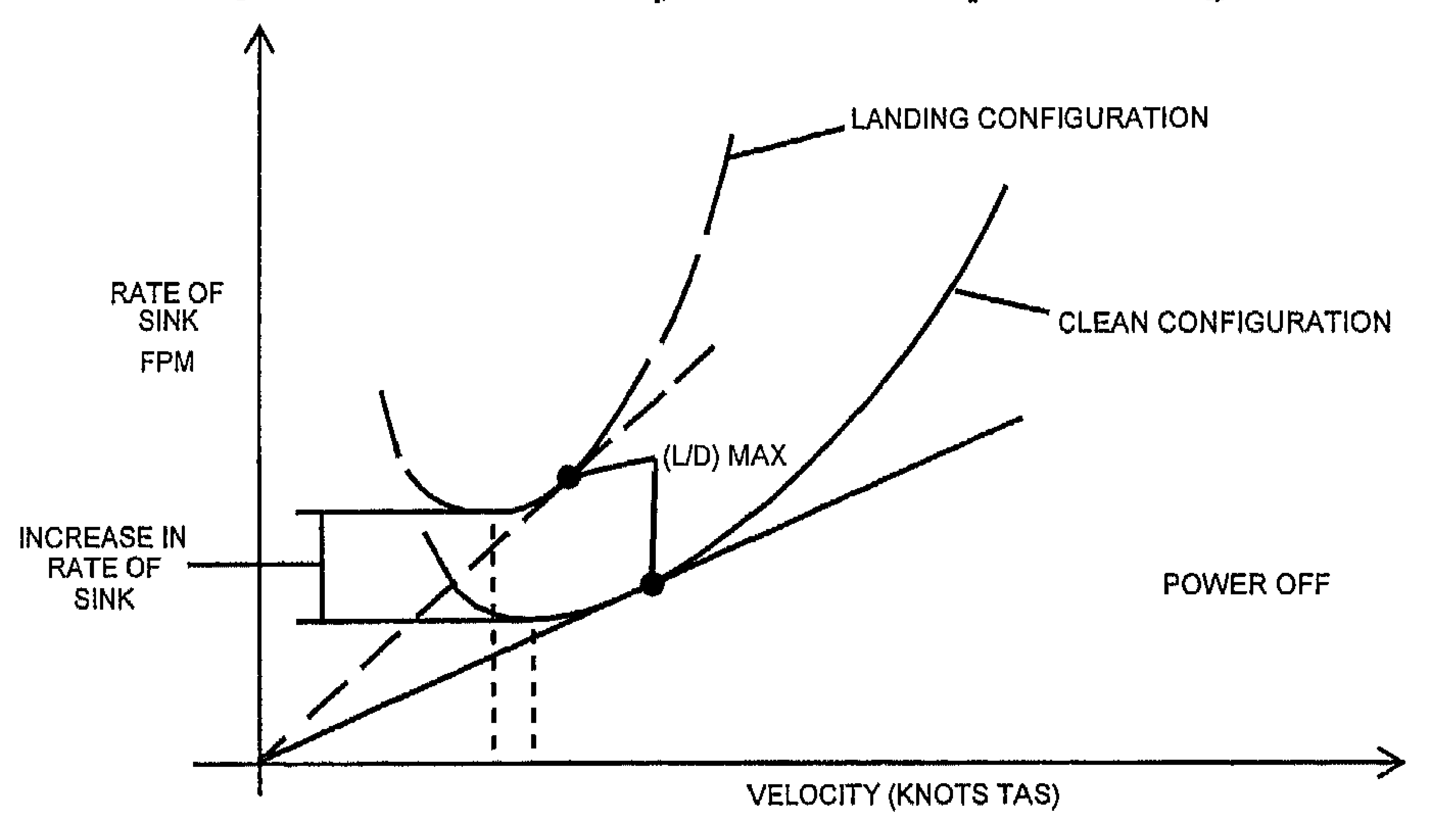
تأثير استخدام وضعية الهبوط على الطيران شراعياً

وضعية الهبوط يعني استخدام أجهزة الحمل الثقيلة المساعدة مثل (Slats & Flaps) وهذا يعني أن مقاومة الهواء الناتجة عن شكل الطائرة ستزداد (Profile Drag) وأن المقاومة الكلية ستزداد وهذا بدوره سيقلل المسافة المقطوعة شراعياً لأنه سيقلل من نسبة (قوة الحمل/قوة المقاومة) بسبب الزيادة الكلية في المقاومة. أما بالنسبة لزاوية النزول أو زاوية الطيران الشراعي Glide Angle فإنها تزداد بصورة كبيرة عند استخدام وضعية الهبوط.



الشكل 7 – 13 تأثير استخدام وضعية الهبوط على الطيران شراعياً

أيضاً فإن معدل النزول سيزيد بصورة مضطردة نظراً لأن زيادة المقاومة تحتاج الى زيادة في القوة المطلوبة أي أن أقل قوة مطلوبة ستزداد.



الشكل 8 – 13 تأثير استخدام وضعية الهبوط على معدل نزول الطائرة

فكرة

في نهاية هذا الفصل أود طرح هذا السؤال، لو كنت طياراً وفقدت محركات الطائرة فماذا ستفعل؟

- ✓ أهم الأمور كما قلنا هو الطيران عند سرعة V_{MD}، وهذه السرعة محددة لكل نوع وشكل من الطائرات مثال:

Cessna 172 SP → $V_{MD} = 68$ Kts.

- ✓ ثم ابحث عن مكان مناسب للهبوط فيه وحاول أن يكون مع اتجاه الرياح بحيث عند ذهابك لذلك المكان يكون لديك رياح ذيلية تزيد من المسافة المتوفرة لديك لتقطعها شراعياً.

- ✓ لا تستخدم وضعية الهبوط إلا عند التأكد من الوصول الى مكان الهبوط الإضطراري.

- ✓ إتصل ببرج المراقبة وأخبرهم بالأمر.

- ✓ تأكد من أن جميع منافذ الخروج جاهزة.

- ✓ تأكد من إقفال جميع منافذ الوقود التي من الممكن أن تؤدي الى إشتعاله إذا تم الإحتكاك مع سطح الأرض لا قدر الله.

- ✓ التأكد من القيام بجميع نقاط السلامة في قائمة التشييك الخاصة بهذه الحالة (يوجد في الطائرة قوائم للتشييك خاصة بجميع الحالات التي قد تمر بها الطائرة من ساعة دخول الطيار قمرة الطائرة الى ساعة خروجه منها).

الفصل الرابع عشر

الالتفاف / تغيير الاتجاه
Turning

الالتفاف/تغيير الاتجاه Turning

لا بد عند الكلام عن الالتفاف من التذكير بقوانين نيوتن الثلاثة، فقانون نيوتن الأول يؤكد على أن أي جسم في وضع معين لا تتغير وضعيته من الثبات إلى الحركة أو العكس إلا إذا اثرت عليه قوة خارجية. وقانون نيوتن الثاني يؤكد على أن التغيير في الوضعية يتناسب طردياً مع حجم القوة المؤثرة وفي نفس اتجاهها.

القوة = الكتلة × التسارع

Acceleration X Mass = Force

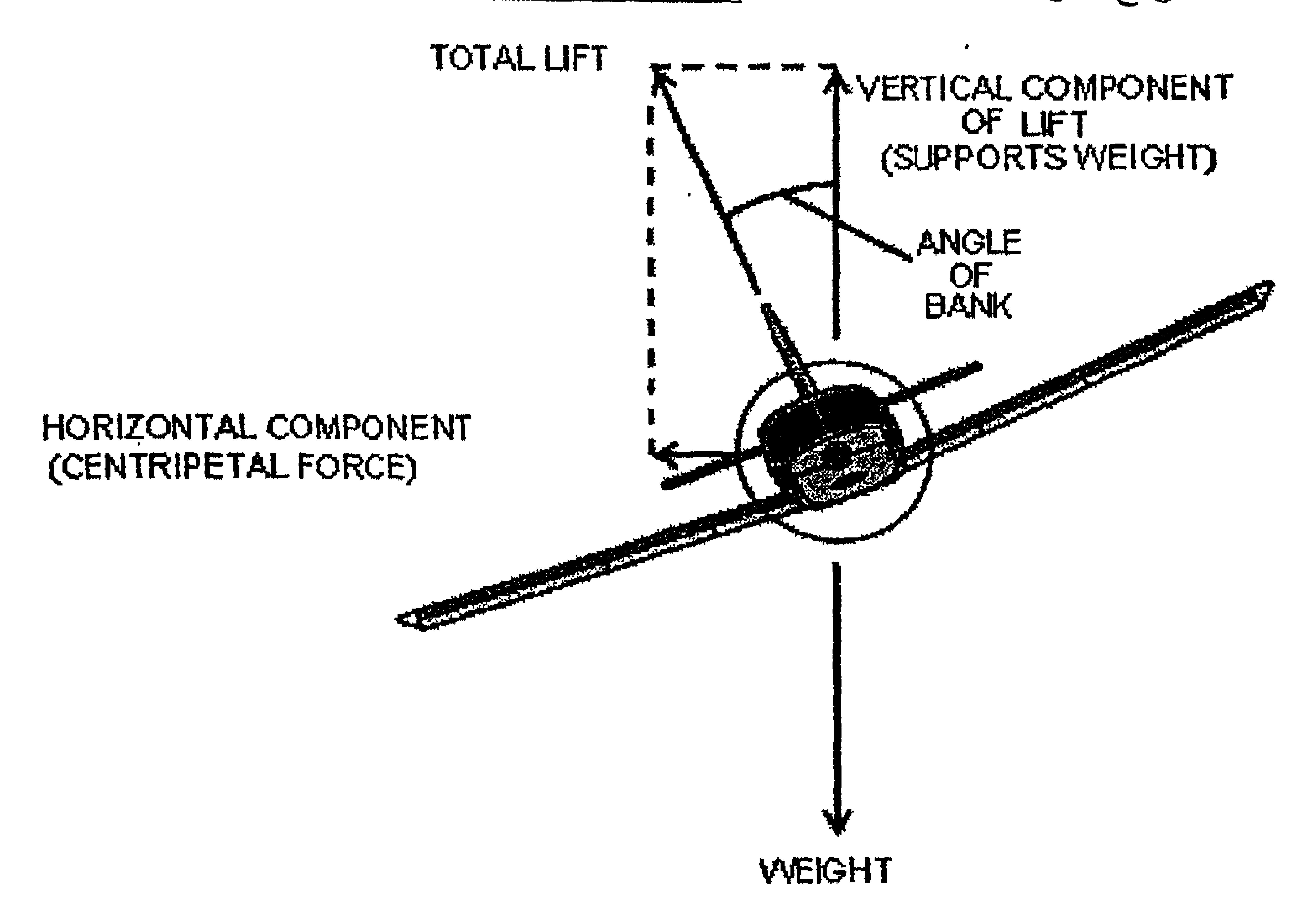
أما قانون نيوتن الثالث فيؤكد على ان لكل فعل رد فعل مساوٍ له في المقدار ومعاكس له في الاتجاه.

عندما تكون الطائرة في حالة الطيران باستقامة وعلى ارتفاع محدد وبسرعة ثابتة فإنها تكون في حالة اتزان (قانون نيوتن الأول) وعند الالتفاف يتم التأثير على الطائرة باستخدام ألواح التحكم بالدوران (Ailerons) (قانون نيوتن الثاني)، وعند الالتفاف فإن الطائرة تخضع تقنياً لقانون نيوتن الثالث.

القوى المؤثرة على الطائرة عند الالتفاف:

Forces acting on an aircraft in a turn

خلال عملية الالتفاف باتزان وعند ارتفاع محدد، فإن محصلة قوة الحمل تنحني مشكلة مكوناً عمودياً هو قوة الحمل الداعمة للوزن ومكوناً أفقياً هو القوة المركزية (Centripetal Force). هذه القوة المركزية هي المسؤولة عن تغير مسار الطائرة يميناً أو يساراً محدثة الالتفاف.



الشكل 1 – 14 القوى المؤثرة على الطائرة أثناء عملية الالتفاف

حساب القوة المركزية: Calculation of Centripetal force

قلنا أن الطائرة خلال التفافها تكون محكومة لقوانين نيوتن، وأهمها هنا هو قانون نيوتن الثاني، فإن القوة المؤثرة الآن على الطائرة لدفعها إلى مركز الدوران أو مركز التفاف هي القوة المركزية وهذه القوة لها تسارع باتجاه مركز الدوران يسمى التسارع القطري (Radial Acceleration).

وفيزيائياً فإن طائرة في وضع الالتفاف وعلى ارتفاع ثابت، لها الوزن (W) وتسير بسرعة رياح حقيقية (V) حول دائرة نصف قطرها (r) يكون لديها تسارعاً قطرياً يساوي مربع السرعة على طول نصف القطر.

$$\text{Radial Acceleration} = \frac{V^2}{r}$$

وتكون القوة المركزية في هذه الحالة مساوية لحاصل ضرب كتلة الطائرة بالتسارع القطري لها.

$$\text{Centripetal Force} = \text{Mass} \times \frac{V^2}{r}$$

$$= \frac{W}{g} \times \frac{V^2}{r}$$

$$= \frac{WV^2}{gr}$$

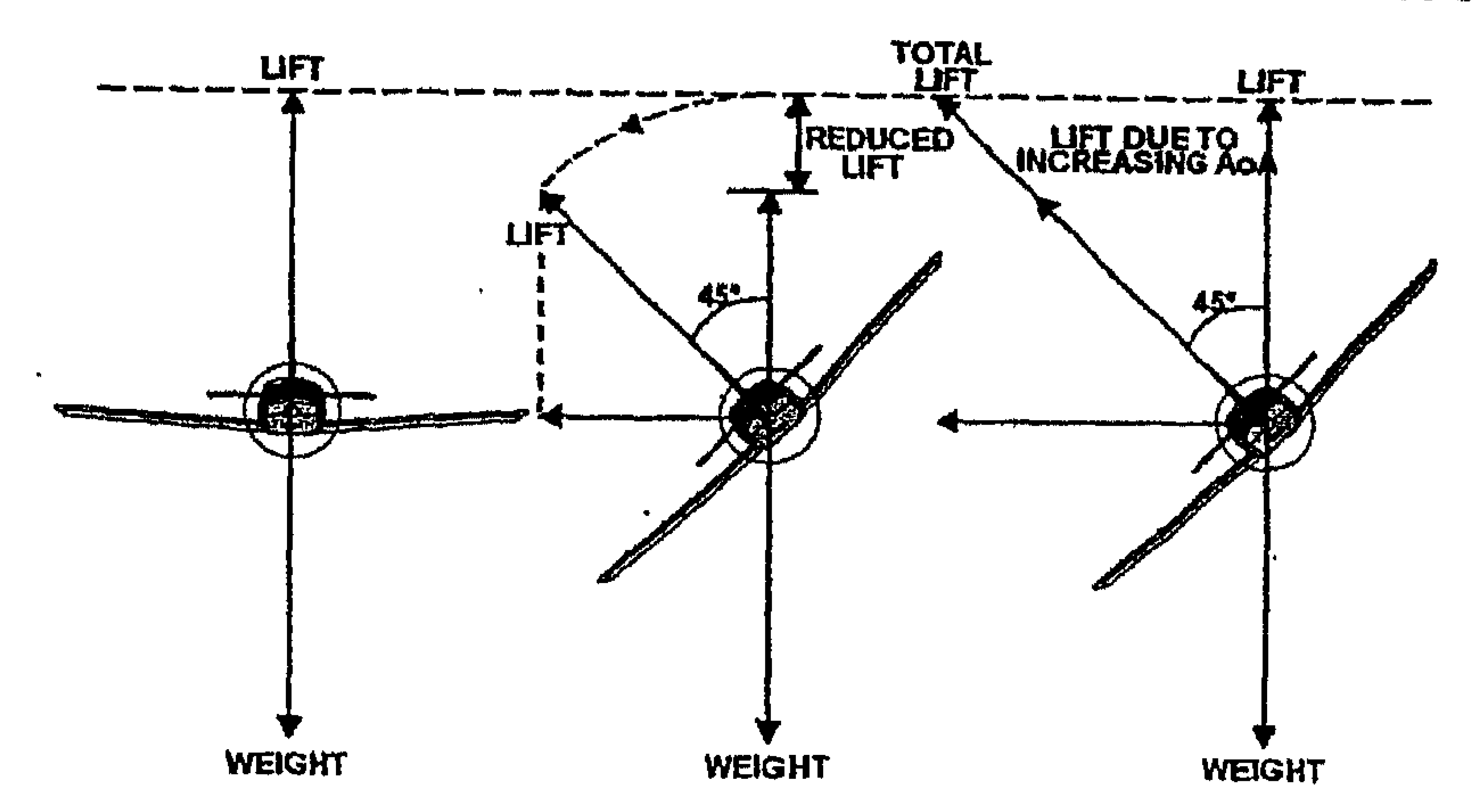
حيث g = تسارع الجاذبية الأرضية.

لاتمام عملية الالتفاف باتزان وعلى ارتفاع محدد، فإن الطيار يتحكم بألواح الدوران (Ailerons) والتي تتحكم بمقدار زاوية الدوران، بينما يستخدم اللوح الرافع (Elevator) لزيادة زاوية

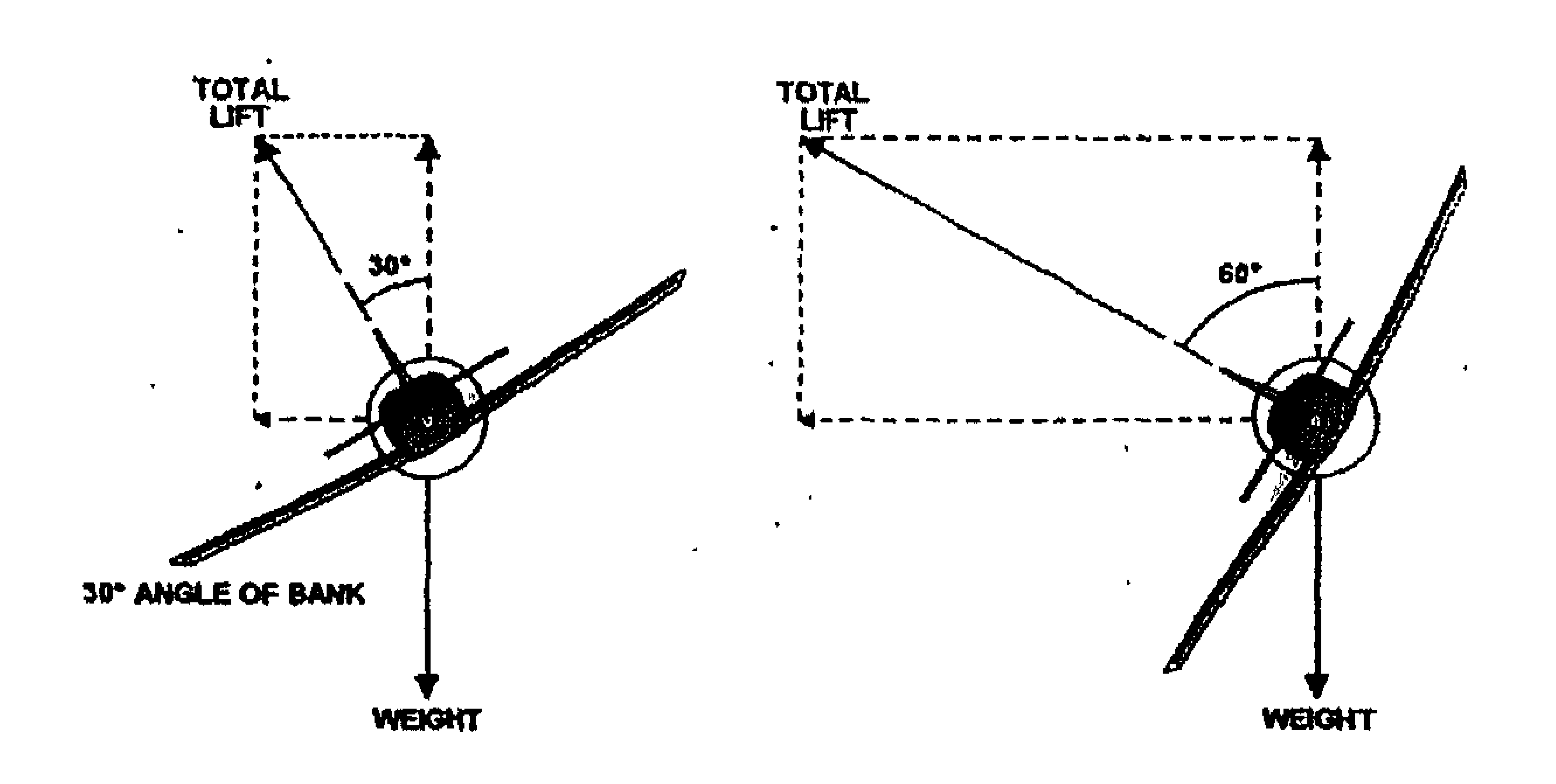
الهجوم (angle of Attack) وذلك لأن كمية وقوة الحمل الداعمة للوزن تقل أثناء عملية الدوران أو الالتفاف (سيتم تفصيل ذلك في الفقرات القادمة)، وتستخدم الدفة (Rudder) لموازنة عملية الدوران حيث ان تيارات الهواء المؤثرة على مؤخرة الطائرة اثناء الدوران تؤدي إلى انحرافها باتجاه الجناح السفلي وبالتالي لابقاء الطائرة متوازنة عند الالتفاف فلا بد من استخدام الدفة لذلك.

نظرة معمقة

قلنا ان محصلة قوة الحمل عند الالتفاف أو الدوران تنحني يميناً أو يساراً حسب الزاوية المحددة من قبل ألواح الدوران، وبالتالي فإن قوة الحمل الداعمة للوزن هي تلك المشتقة العمودية من محصلة قوة الحمل الكلية، وكلما زادت زاوية الالتفاف كلما قلت قيمة هذه المشتقة العمودية، الشكل التالي يوضح ذلك.



الشكل 2 – 14 للحفاظ على التفاف متزن وعلى ارتفاع محدد لا بد من زيادة قيمة قوة الحمل الكلية



الشكل 3 – 14 تأثير الزيادة في قيمة زاوية الدوران على المشتقة العمودية من قوة الحمل الكلية المطلوبة لدعم الوزن

وهذا سيؤدي إلى فقدان قدرة الطائرة على البقاء على ارتفاع محدد ما لم يتم استخدام اللوح الرافع (Elevator) لزيادة زاوية هجوم الأجنحة وبالتالي زيادة قوة الحمل الكلية والذي بدوره سيؤدي إلى زيادة المشتقة العمودية الداعمة للوزن.

لاحظ أيضاً أنه عندما تزيد زاوية الالتفاف فإن المشتقة الأفقية تزيد أي ان القوة المركزية تزيد، وقدرة الطائرة على الالتفاف بصورة أسرع تزيد أيضاً.

تأثير عملية الدوران على قوة المقاومة المحفزة:

ذكرنا أننا بحاجة إلى زيادة زاوية الهجوم للمحافظة على اتزان وارتفاع الطائرة أثناء الدوران، ولكن لا تنسى ان زيادة قوة الحمل تؤدي إلى زيادة المقاومة المحفزة، وهذا يعني أننا بحاجة إلى زيادة قوة الدفع (Thrust) من المحركات لتعويض تلك الزيادة في المقاومة.

الجدول التالي يوضح كيف تزيد قيمة المقاومة المحفزة (Induced drag) كلما زادت زاوية الدوران.

زاوية الدوران	نسبة زيادة المقاومة المحفزة (%)
°15	%7.2
°30	%33.3
°45	%100
°60	%300

أي عند الدوران نحتاج إلى استخدام ألواح الدوران مع اللوح والرافع والدفة مع زيادة في قوة الدفع.

معامل التحمل: Load Factor

مطلوب من الأجنحة انتاج قوة حمل كلية عند الدوران أكبر من تلك المطلوبة أثناء الطيران باستقامة، وذلك لأن المشتقة العمودية هي التي تدعم الوزن كما قلنا ولكن وكما نعلم أن لكل بناء هندسي قدرة تحمل يجب أن تكون محسوبة بدقة لتفادي أي مشكلة ممكن ان تحدث نتيجة خلل بنيوي (Structural Damage).

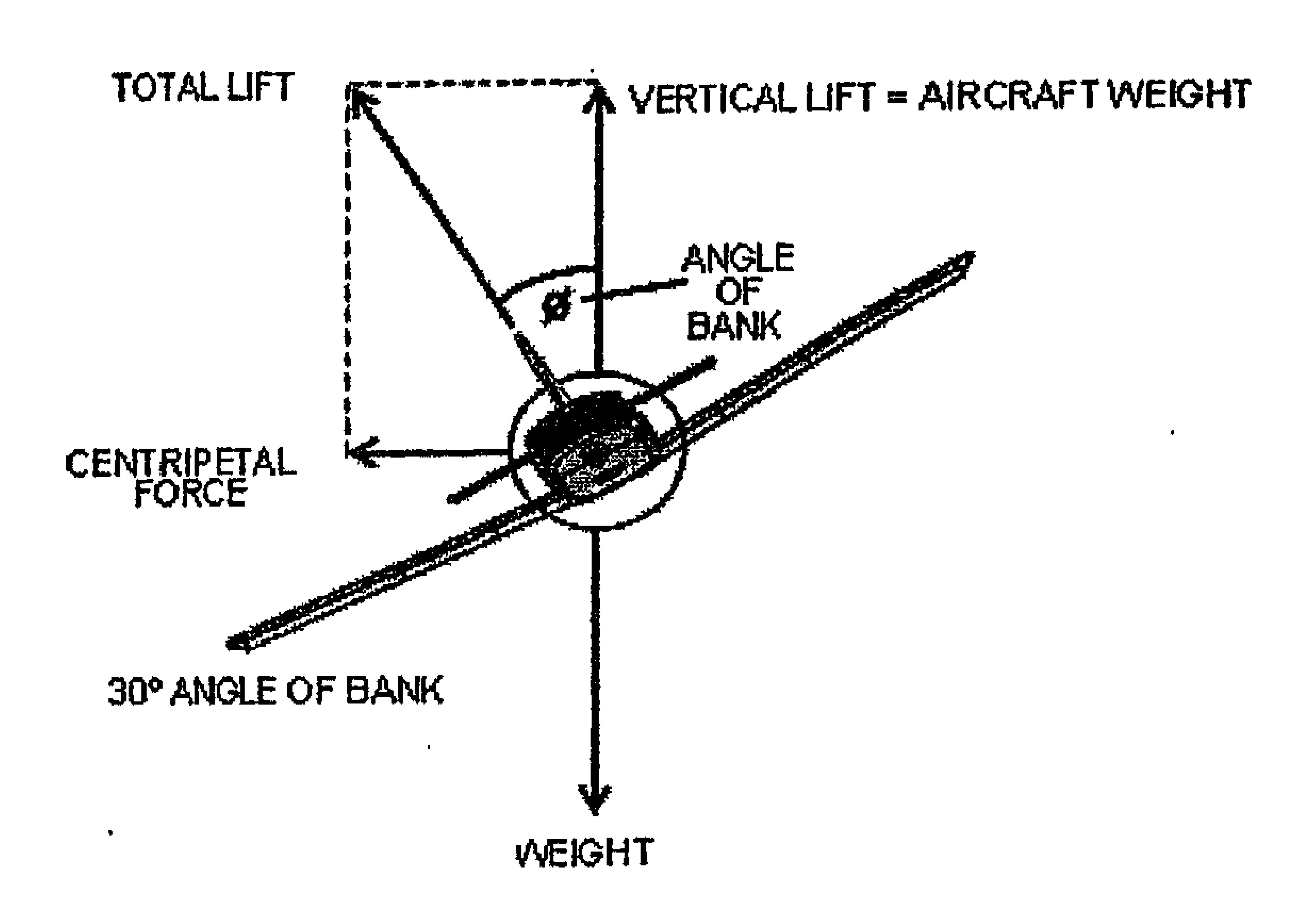
يتناسب وزن الطائرة مع قوة الحمل المطلوبة تناسباً طردياً، واثناء عملية الدوران فإن الوزن يتناسب طردياً أيضاً مع محصلة قوة الحمل الكلية (total Lift) وباشتقاق معادلة فيزيائية من هذه النتائج نجد أن:

$$\text{معامل التحمل} = \frac{\text{قوة الحمل الكلية}}{\text{وزن الطائرة}}$$

$$\text{Load Factor} = \frac{\text{Total Lift}}{\text{Aircraft weight}}$$

أثناء الطيران باستقامة وعلى ارتفاع محدد يكون معامل التحمل مساوياً لـــ (1) ذلك أن قوة الحمل الكلية المطلوبة = وزن الطائرة، ولكن أثناء عملية الدوران فإن معامل التحمل يكون أكبر من ذلك، ذلك أن قوة الحمل الكلية تزيد باستخدام لوح الرفع وزيادة زاوية الهجوم.

وعند النظر إلى الشكل التالي



الشكل 4 – 14 العلاقة ما بين معامل التحمل وزاوية الدوران

نجد أن وزن الطائرة عند الطيران بالتفاف متزن وعلى ارتفاع محدد = المشتقة العمودية من محصلة قوة الحمل الكلية أي انه يساوي

جتا$\varnothing$ × محصلة قوة الحمل الكلية.

إذن:

$$\text{معامل التحمل} = \frac{\text{قوة الحمل الكلية}}{\text{وزن الطائرة}}$$

$$= \frac{\text{قوة الحمل الكلية}}{\text{جتا}\varnothing \times \text{قوة الحمل الكلية}}$$

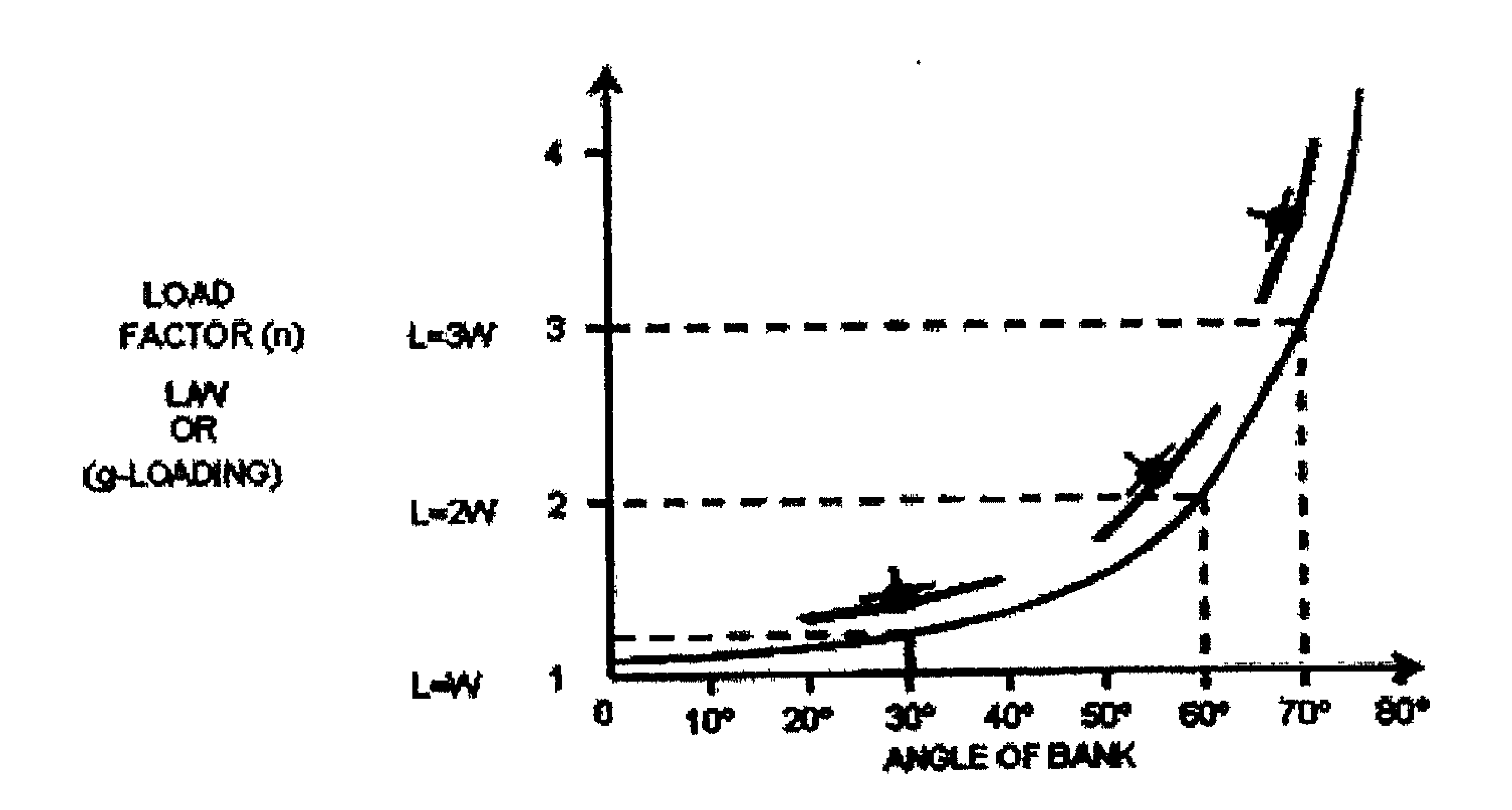
$$\Leftarrow \text{معامل التحمل} = \frac{1}{\text{جتا}\ \varnothing}$$

ومثلاً عند الالتفاف بزاوية (60°) فإن

$$\text{معامل التحمل} = \frac{1}{\text{جتا}(60)} = \frac{1}{2/1} = 2$$

أي ان معامل التحمل يزيد الضعف عند الالتفاف بزاوية (60)، وهذا يعني ان جسم الطائرة يتعرض لقوة تساوي ضعف وزنها.

تسمى قوة الوزن اصطلاحاً بـ (g–loading) فعندما يتعرض الجسم لقوة تساوي وزنه فإن ذلك 1 = (g–loading)، واختصاراً = 1g، وفي المثال السابق فإن الطائرة عند الالتفاف بزاوية (60°) فإنها تتعرض إلى "2g".



الشكل 5 – 14 معامل التحمل يزداد مع ازدياد زاوية الدوران

ملاحظة:

يستطيع جسم الانسان التحمل حتى 8- 10(g) ويختلف ذلك من شخص إلى آخر، وبعد ذلك يفقد الإنسان قدراته ويغمى عليه، وقد يؤدي ذلك في بعض الأحيان إلى الوفاة، ويعتبر ذلك مهماً جداً عند اختيار الطيارين، وبخاصة الذين يقودون الطائرات الحربية حيث تتطلب بعض المناورات الحربية من 6 – 8 (g) وربما أكثر، ومن وجهة نظر طبية وعلى خلاف الاعتقاد السائد، فإن الطيارين أصحاب الأجساد الأقصر قادرون على التحمل أكثر من أولئك أصحاب الأجساد الطويلة ذلك أن توزيع الدم إلى العقل والجسد يكون بصورة أسرع عند الطيارين أصحاب القامات الأقصر.

تأثير الالتفاف على سرعة السقوط (V_S):

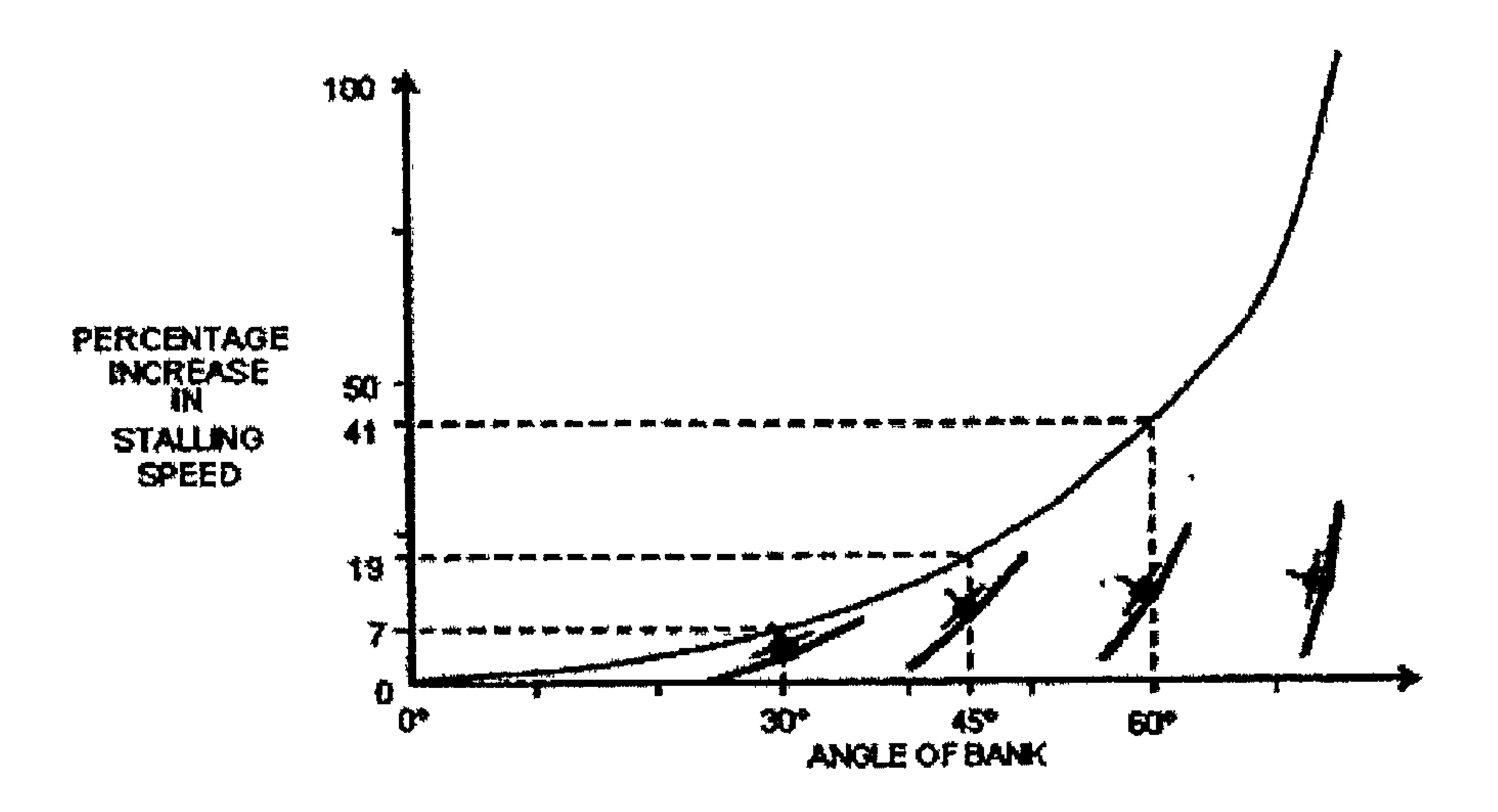
بصورة عامة فإن قوة الحمل تتناسب طردياً مع مربع سرعة السقوط.

$$\textbf{Lift} \propto (V_s)^2.$$

وبما أن قوة الحمل المطلوبة تزداد عند الالتفاف أو الدوران فإن سرعة السقوط تزداد أيضاً، وبما أن زيادة قيمة زاوية الدوران يحتاج إلى زيادة في قوة الحمل فإنها أيضاً تتناسب طردياً مع سرعة السقوط.

سرعة السقوط $\propto$ زاوية الدوران

$$\textbf{Bank angle} \propto V_s.$$



الشكل 6 – 14 النسبة المئوية للزيادة في سرعة السقوط مقابل الزيادة في زاوية الدوران

عند النظر إلى المنحنى أعلاه نلاحظ أن زيادة زاوية الدوران إلى 60° يؤدي إلى زيادة تعادل 41% من قيمة سرعة السقوط للطائرة فمثلاً طائرة Cessna 172SP تكون سرعة السقوط لها في الظروف العادية تساوي 48 عقدة جوية (88.9 كم/ساعة)، ولكن عندما تكون في حالة دوران على زاوية 60° فإن سرعة السقوط تزداد إلى 67.68 عقدة جوية (125.35 كم/الساعة) أي بزيادة مقدارها 41%.

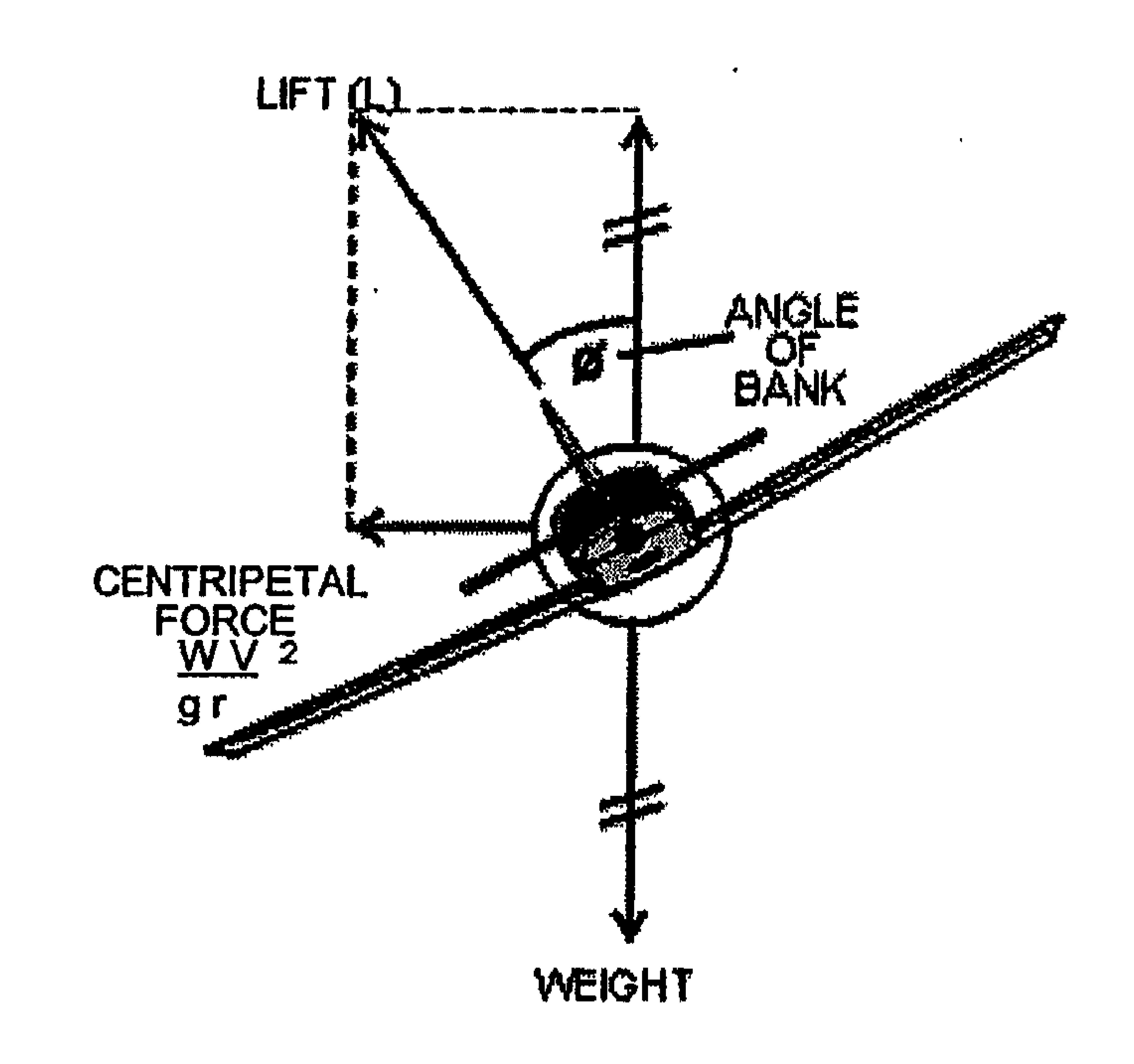
تذكير: سرعة السقوط هي السرعة التي لا تكون فيها قوى الحمل الناتجة عن حركة الطائرة في الهواء كافية لدعم وزن الطائرة وبالتالي تبدأ الطائرة بالسقوط.

وكما أن سرعة السقوط مرتبطة بتناسب طردي مع قوة الحمل، فإنها أيضاً ترتبط مع معامل التحمل (load factor) بالمعادلة التالية:

Stalling speed in turn = Normal stalling speed x load factor

وبالتالي فإن الدوران بزوايا أعلى من 30° غير مرغوب فيه لما فيه من زيادة في سرعة السقوط وزيادة في استهلاك الوقود نظراً للزيادة المطلوبة في قوة الحمل وقوة الدفع.

العوامل المؤثرة في نصف قطر دائرة التفاف الطائرة:



الشكل 7 – 14 العوامل المؤثرة في نصف قطر دائرة التفاف الطائرة

قلنا سابقاً، أن القوة المركزية (Centripetal Force) = $\frac{Wv^2}{gr.}$

ولكن ومن قوانين الرياضيات وكما نلاحظ من الصورة أعلاه أن:

القوة المركزية = قوة الحمل × جا∅

⇐ قوة الحمل × جا∅ =

$$\Leftarrow \text{جا}\varnothing = \frac{\frac{Wv^2}{gr}}{\text{قوة الحمل}}$$

ولكن ومن نفس الصورة نلاحظ أيضاً أن:

قوة الحمل × جتا∅ = المشتقة العمودية لقوة الحمل

= الوزن (في حالة الدوران باتزان وعلى ارتفاع محدد).

⇐ قوة الحمل × جتا ∅ = الوزن

$$\Leftarrow \text{جتا}\varnothing = \frac{\text{الوزن}}{\text{قوة الحمل}} = \frac{W}{\text{قوة الحمل}}$$

$$\text{لكن ظا}\varnothing = \frac{\text{جا}\varnothing}{\text{جتا}\varnothing} = \frac{\frac{\frac{Wv^2}{gr}}{\text{قوة الحمل}}}{\frac{W}{\text{قوة الحمل}}}$$

$$\Leftarrow \text{ظا}\varnothing = \frac{v^2}{gr.}$$

حيث:

v = سرعة الطائرة.

g = تسارع الجاذبية الأرضية.

r = نصف قطر دائرة الدوران.

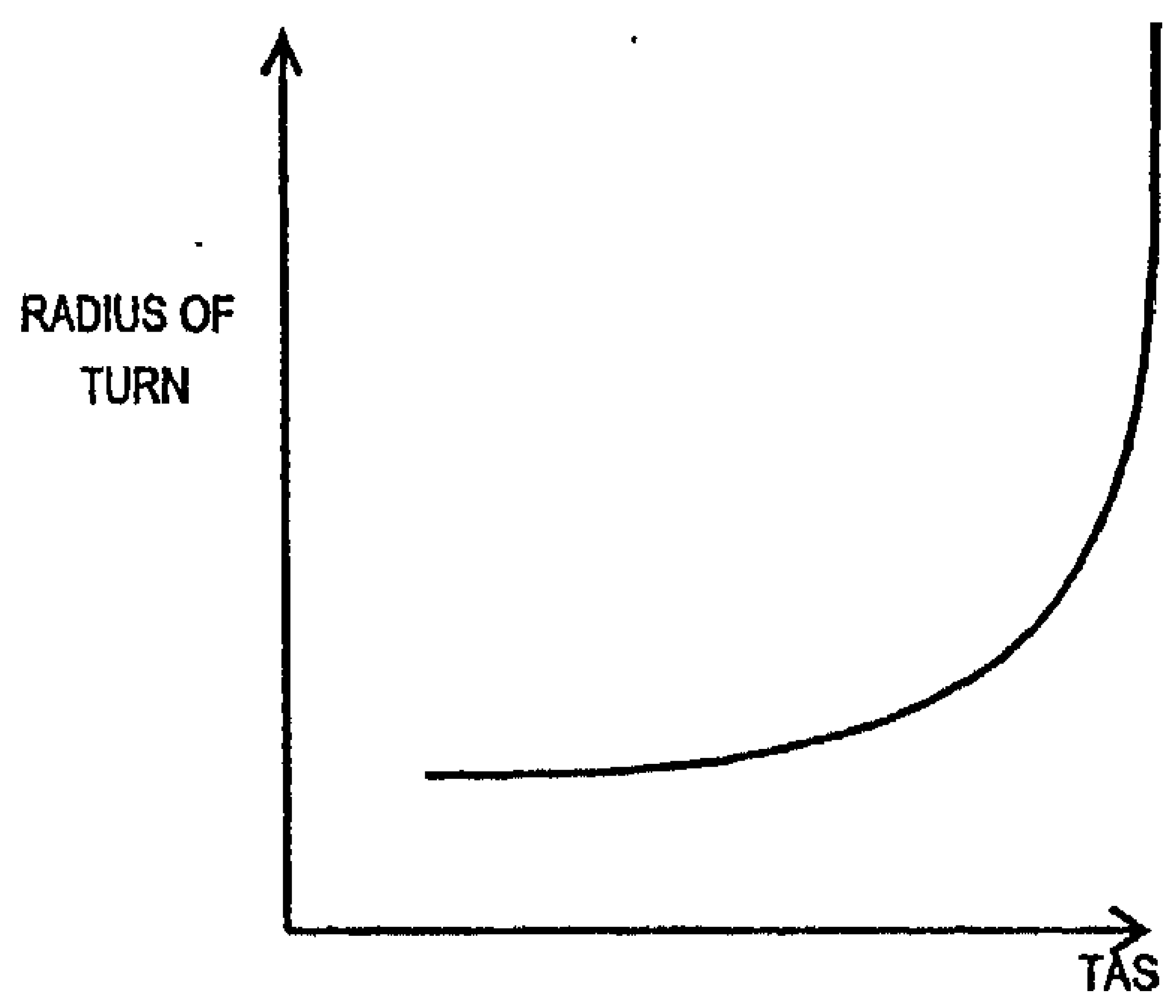
وبالتالي فإن زاوية الالتفاف أو الدوران مستقلة تماماً عن وزن الطائرة، وفقط تعتمد بصورة كبيرة على سرعتها (V) والتي تكون على شكل السرعة الحقيقية في الهواء (TAS) وكذلك تعتمد زاوية الدوران على نصف قطر دائرة الدوران (r).

أيضاً فإن النظر إلى المعادلة السابقة بصورة أخرى كالتالي:

$$\text{ظا}\varnothing = \frac{v^2}{gr.}$$

$$\Leftarrow r = \frac{V^2}{g.\ \text{ظا}\varnothing}$$

ينتج عنه أن نصف قطر دائرة الدوران يعتمد بصورة أساسية على سرعة الطائرة الحقيقية في الهواء (TAS) عند زاوية دوران ∅.



الشكل 8 – 14 تأثير سرعة الهواء الحقيقية على نصف قطر دائرة الدوران

هناك عوامل أخرى تؤثر على نصف قطر دائرة الدوران (r) وهي

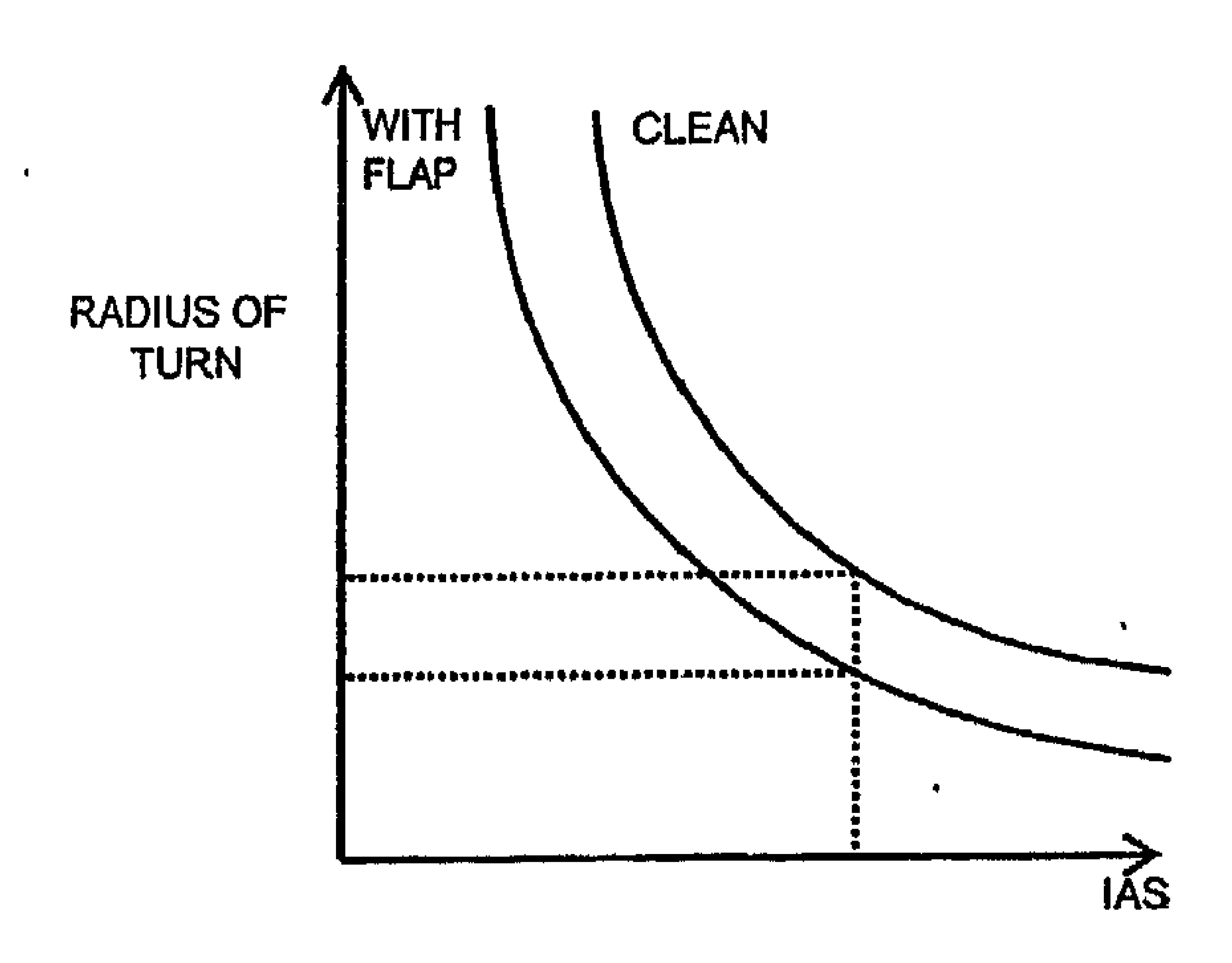
استخدام جنيحات الرفع الخلفية (Flaps)

ذكرنا في الفصول السابقة أن استخدام جنيحات الرفع الخلفية يزيد من قوة الحمل الكلية الناتجة من الأجنحة عند سرعة طيران معينة، وبالتالي إذا زادت قوة الحمل الكلية فإن القوة المركزية ستزداد ذلك أن القوة المركزية = قوة الحمل × جا$\varnothing$.

وإذا زادت القوة المركزية فإن نصف قطر الدوران سيقل وذلك حسب المعادلة التالية:

$$\Uparrow \text{القوة المركزية} = \frac{Wv^2}{gr\downarrow}$$

حيث تتناسب القوة المركزية عكسياً مع نصف قطر الدوران (r).



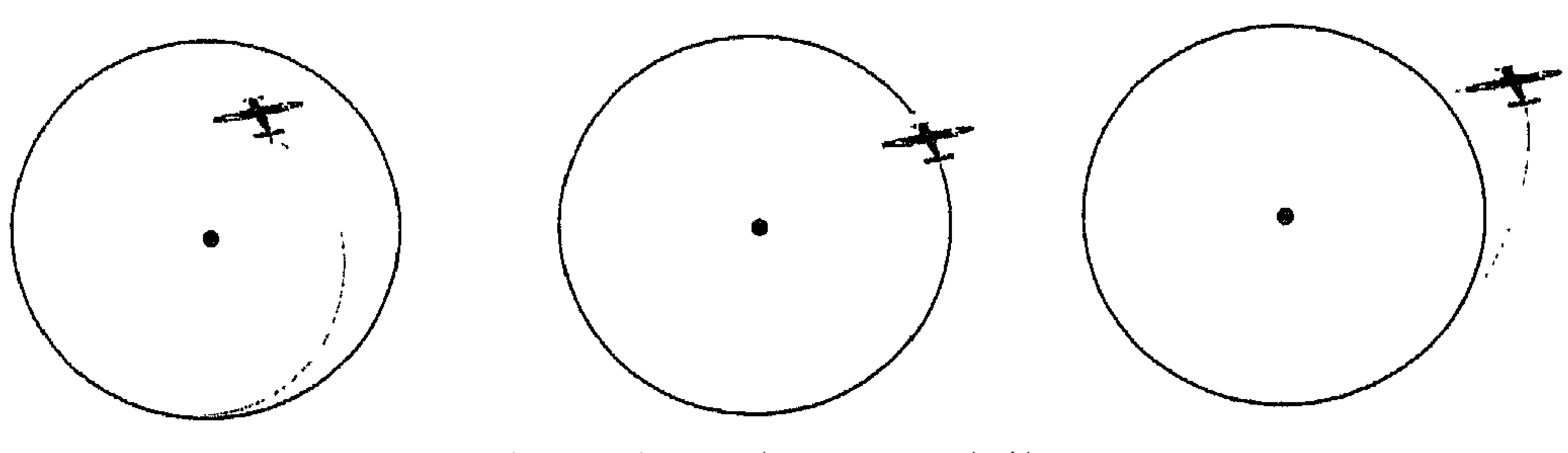
الشكل 9 – 14 تأثير استخدام أجنحة الرفع الخلفية على نصف قطر دائرة الدوران

الارتفاع عن سطح البحر (Altitude)

إن الزيادة في الارتفاع عن سطح البحر تعني زيادة TAS بصورة مضطردة وهذا ما تم شرحه بصورة مفصلة في فصل السرعات الهوائية، وهذا يعني أن نصف قطر الدروان سيزيد أيضاً.

موازنة عملية الدوران: Balancing the turn

لا بد من شرح معنى الدوران باتزان قبل الخوض في كيفية القيام به، ولنفهم معناه لاحظ الصورة التالية:



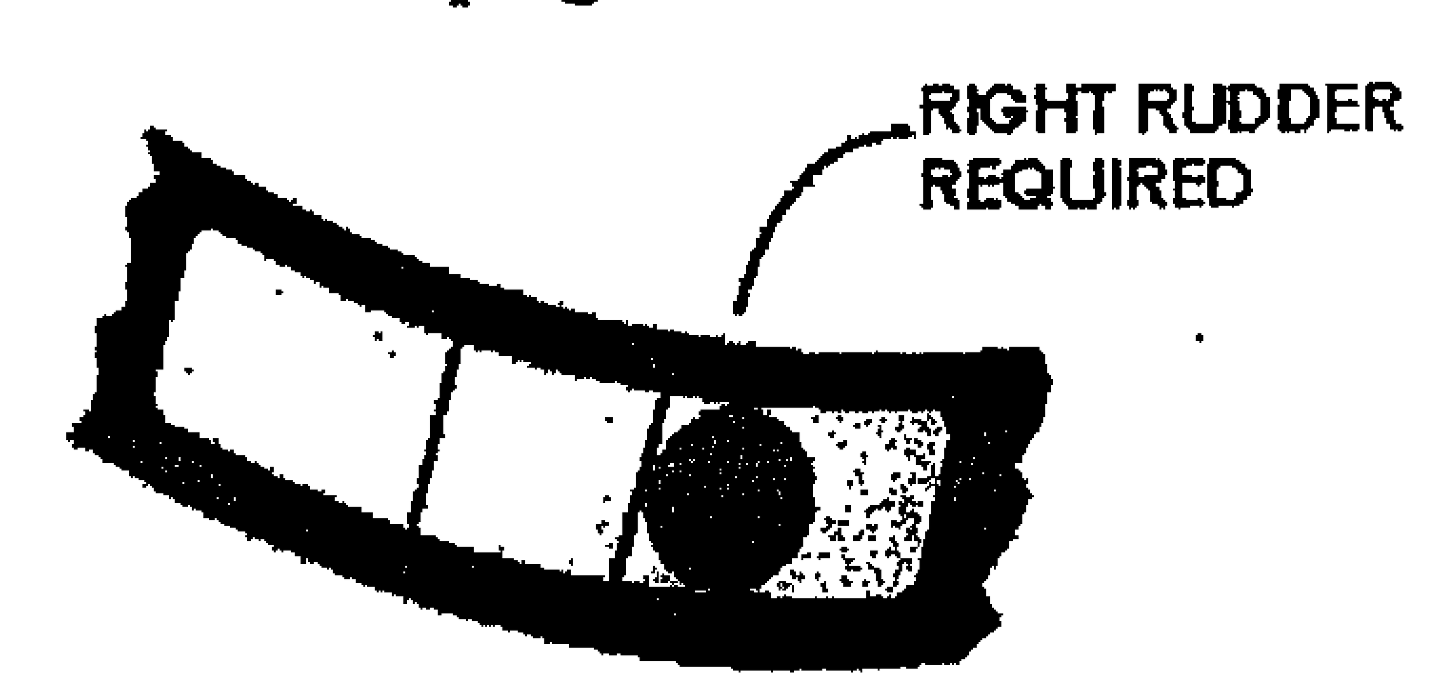
الشكل 10 – 14 الدوران المتزن والغير متزن

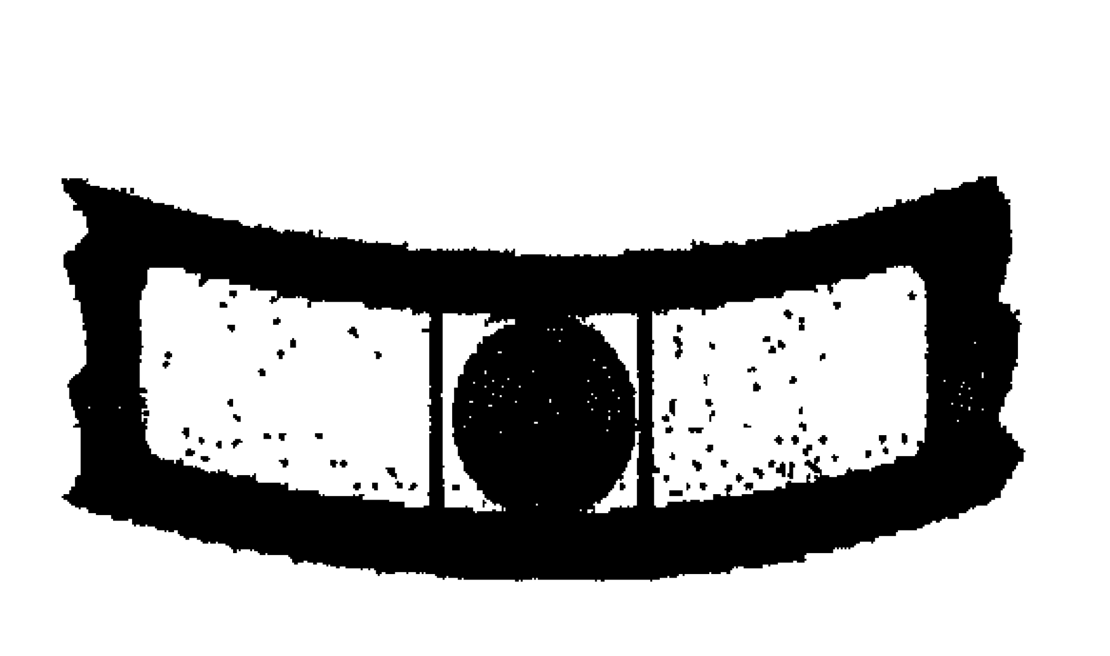
الحالة التي في الوسط تمثل حالة الدوران باتزان، حيث ان الطائرة تدور حول مركز الدوران بنصف قطر ثابت ⇐ (Balanced turn).

أما الحالة التي على اليسار فتمثل حالة دوران غير متزن (Unbalanced turn) حيث ان الطائرة تدور حول مركز الدوران بنصف قطر غير ثابت، لا بل **ومتناقص** وباتجاه مركز الدوران، تسمى هذه الحالة من عدم الاتزان بـ Slipping turn، وفي هذه الحالة تكون زاوية دوران الطائرة أعلى من تلك المطلوبة لمعدل الدوران الذي تدور به الطائرة.

أما الحالة التي على اليمين فتمثل حالة أخرى من الدوران غير المتزن، حيث ان الطائرة تدور حول مركز الدوران بنصف قطر غير ثابت لا بل **ومتزايد** أي بعيداً عن مركز الدوران، تسمى هذه الحالة بـ Skidding turn، وفي هذه الحالة تكون زاوية الدوران أقل من تلك المطلوبة لمعدل الدوران التي تدور به الطائرة.

هناك مؤشر في قمرة القيادة يساعد الطيار على ادراك ما يحدث، هذا المؤشر هو مؤشر الدوران الموضح في الصورة الثابتة.





الشكل 11 – 14 مؤشر الدوران المتزن والغير متزن

الكرة التي في الصورة تدل على حالة الاتزان عن عدمها، فإذا كانت الكرة في المنتصف فإن الطائرة تدور باتزان، وإذا كانت الطائرة تدور إلى اليمين مثلاً وكانت الكرة إلى اليمين أيضاً فهذا يعني ان الطائرة تدور من دون اتزان وان هذا

النوع هو Slipping turn. أما إذا كانت الطائرة تدور إلى اليمين وكانت الكرة إلى يسار المؤشر فهذا يعني ان الطائرة تدور من غير اتزان وأنها تدور بـ Skidding turn أما اذا كانت الطائرة في حالة اتزان فتكون الكرة في المنتصف كما قلنا.

ملاحظة مهمة:

معدل الدوران (Rate of turn): هو ما يدل على الوقت اللازم للطائرة لتدور نصف دورة (180°) حول مركز الدوران، فإذا كان المعدل يساوي (1) فهذا يعني أن الطائرة ستكمل نصف دورتها حول مركز الدوران خلال دقيقة واحدة، وإذا كان معدل الدوران يساوي (2) فهذا يعني ان الطائرة ستكمل نصف دورتها حول مركز الدوران خلال نصف دقيقة، أما إذا كان معدل الدوران هو (2/1) فهذا يعني أن الطائرة ستكمل نصف دورتها حول مركز الدوران خلال دقيقتين.

الطائرة أثناء الدوران على ارتفاع محدد:

aircraft response during level turn

في اللحظة التي تبدأ فيها الطائرة بالدوران حول مركز الدوران، يكون الجناح الخارجي لها (بالنسبة لمركز الدوران) أسرع من الجناح الداخلي، وذلك لأن الجناح الخارجي مطلوب منه أن يقطع مسافة أكبر من تلك التي يقطعها الداخلي في نفس الوقت ولكن نتذكر ان السرعة تتناسب طردياً مع قوة الحمل حيث:

$$\mathbf{Lift} = \tfrac{1}{2} \times \mathcal{D}_p \times \mathbf{V}^2 \times \mathbf{C_L} \times \mathbf{S}$$

وبالتالي فإن الجناح الخارجي سينتج قوة حمل أكبر من تلك الناتجة من الجناح الداخلي وهذا بدوره ينتج عنه مشكلتين:

الأولى: وهي أنه وبسبب قوة الحمل الأكبر على الجناح الخارجي فإن الطائرة تتجه دوماً إلى زيادة الدوران حيث أن الجناح الخارجي سيحاول دوماً الارتفاع أكثر فأكثر والجناح الداخلي سينخفض أكثر فأكثر، وبالتالي يجب على الطيار ان يعدل من مسار الطائرة دوماً باستخدام الدفة وألواح الدوران.

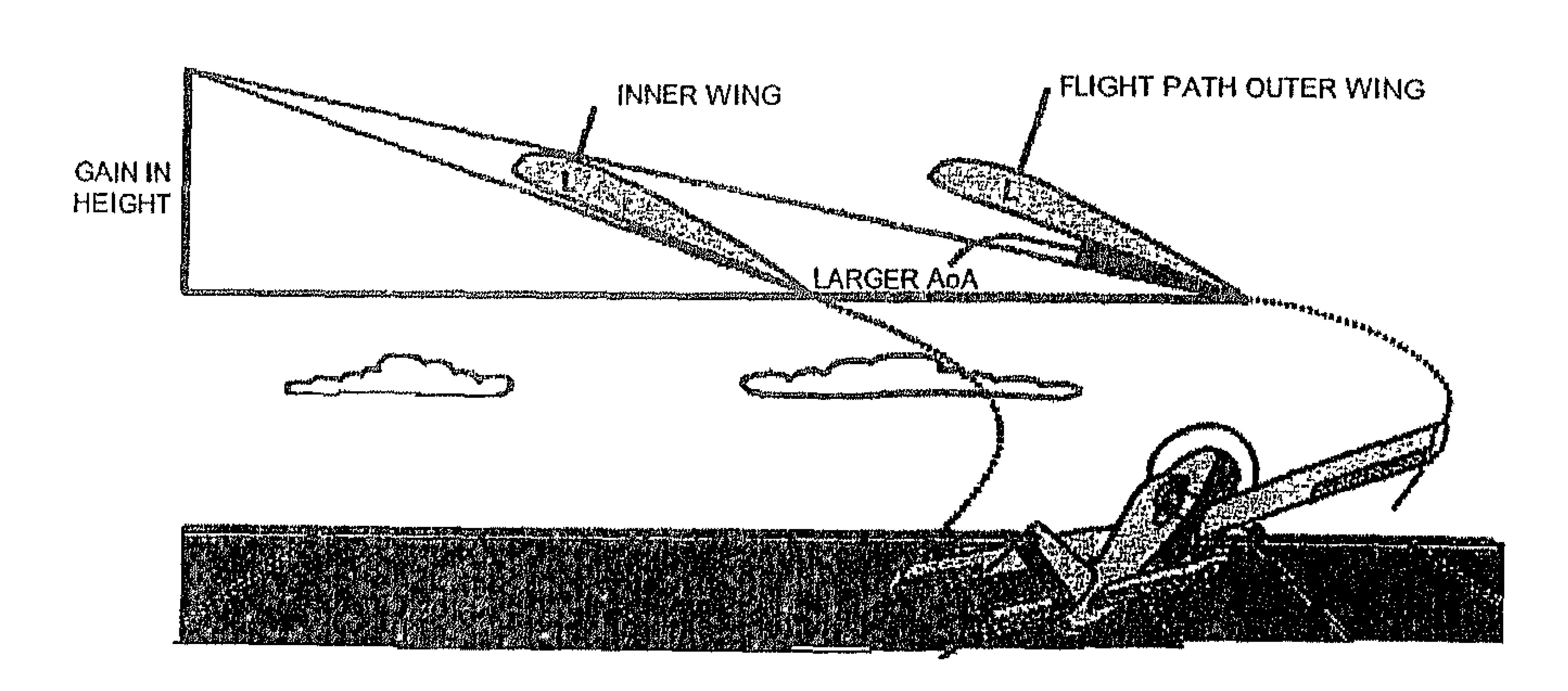
والثانية: وهي أنه وبسبب قوة الحمل الزائدة على الجناح الخارجي فإن مقاومة الهواء المحفزة ستزيد أكثر فأكثر، مما يؤدي إلى انحراف مقدمة الطائرة باتجاه الجناح الخارجي وعندها يجب على الطيار أن يقوم بالتعديل باستخدام الدفة أيضاً.

الطائرة أثناء الدوران صعوداً وهبوطاً:

Aircraft during climbing & descending turn

أولاً: الدوران أثناء الصعود:

عندما تكون الطائرة في حالة صعود (Climbing) فإن التيارات الهوائية النسبية (Relative airflow) تكون قادمة من الأعلى مما يؤدي إلى تقليل في زاوية الهجوم، وفي حالة الدوران أثناء الصعود تكون الطائرة في مسار حلزوني صعودي وكما نلاحظ من الصورة التالية فإن الجناح الخارجي سيتأثر بانخفاض على زاوية الهجوم، ولكن الجناح الداخلي سيتأثر بهذا الانخفاض بصورة أكبر في قيمة زاوية الهجوم، وهذا يعني أن قوة الحمل على الجناح الخارجي ستزداد اضطرادياً نظراً لسببين هما الزيادة في السرعة كما قلنا سابقاً، والثاني هو الزيادة في زاوية الهجوم، وهذا يعني ان الطائرة أثناء الدوران والصعود تكون لها قابلية عالية لزيادة زاوية الدوران والانحراف عن المسار الصحيح، وبالتالي يجب على الطيار الانتباه وتعديل المسار باستخدام ألواح الدوران والدفة معاً.

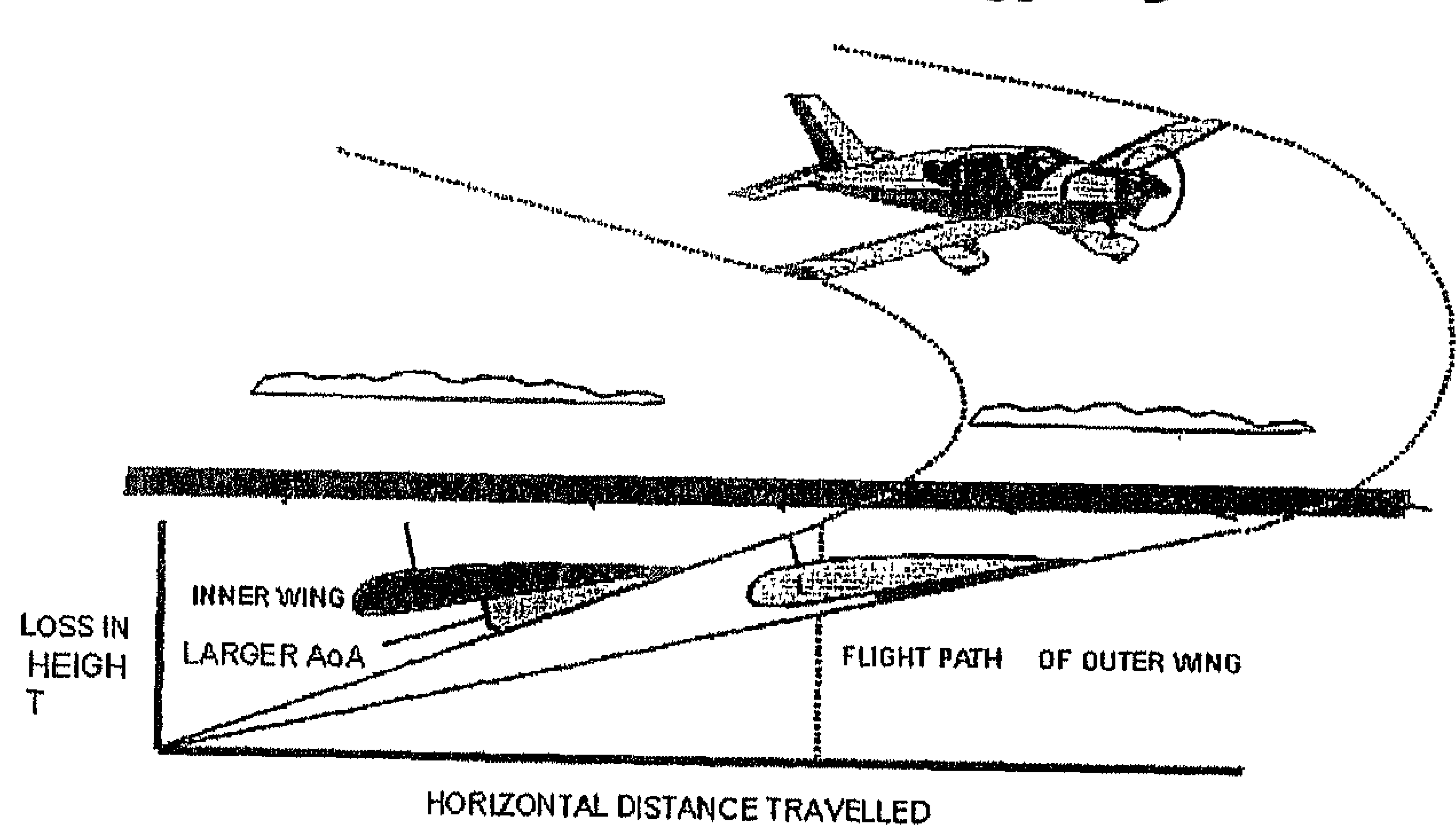


الشكل 12 – 14 الدوران أثناء الصعود

ثانياً: الدوران أثناء الهبوط

أما في حالة الدوران أثناء الهبوط فإن التيار الهوائي النسبي يكون قادماً من الأسفل وبالتالي سيزيد من زاوية الهجوم، ولكن في هذه الحالة فإن الجناح الداخلي سيتأثر أكثر وستزداد قيمة زاوية الهجوم لديه بصورة كبيرة، مما يؤدي إلى زيادة قوة الحمل.

كما نلاحظ من الصورة التالية.



الشكل 13 – 14 الدوران أثناء النزول

وهذه الزيادة في قوة الحمل على الجناح الداخلي معناه ان الطائرة ستتجه إلى التقليل من زاوية الدوران، وبالتالي تغيير مسارها وأيضاً على الطيار تعديل المسار إلى المسار الصحيح من خلال استخدام ألواح الدوران والدفة.

الفصل الخامس عشر

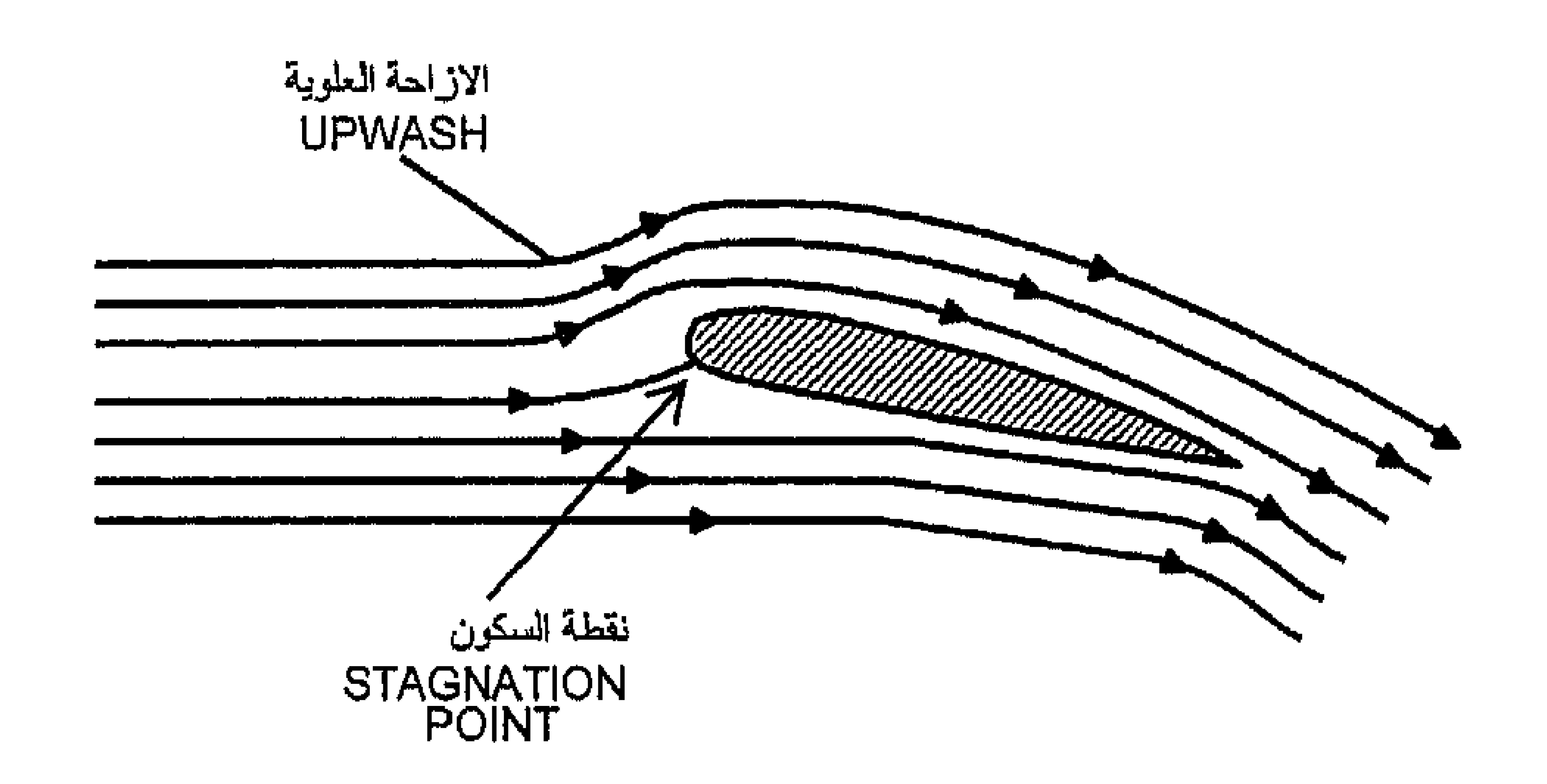
السقوط

Stalling

السقوط
Stalling

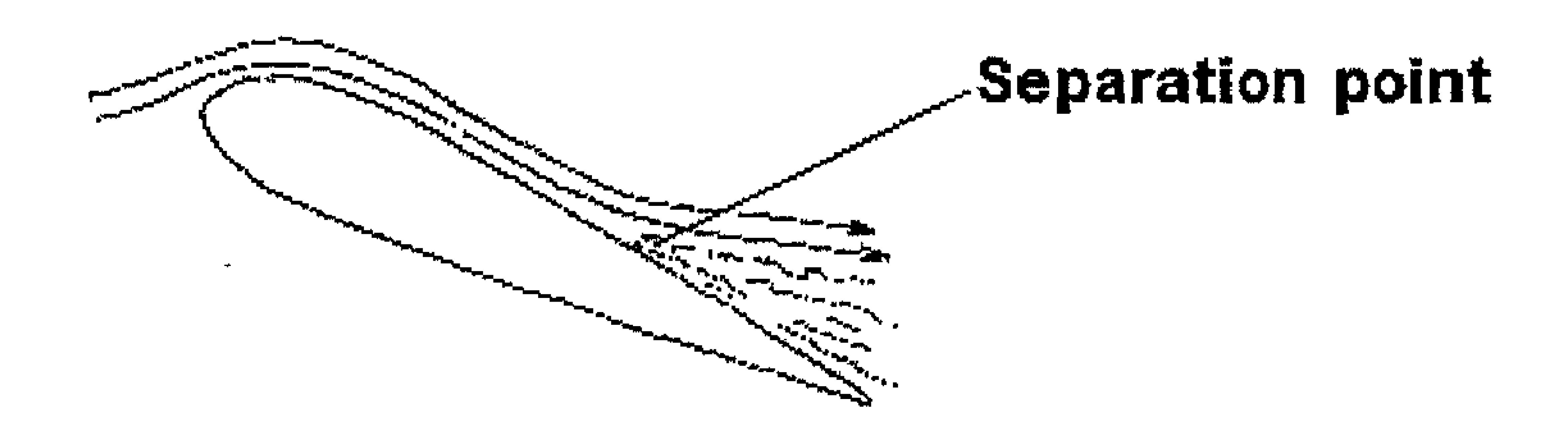
كما تعلمنا في الفصل الخامس، فلا بد من وجود اختلاف في الضغط السكوني أسفل وأعلى الجناح بحيث يكون أكبر من الجهة السفلى، وتعلمنا أيضاً أن هناك شروطاً يجب أن تتوفر لتكون قوة الحمل كافية لرفع الطائرة عن الأرض، هذه الشروط أهمها أن **لا يحدث انفصال للتيار الهوائي أعلى الجناح**، وان **لا تزيد زاوية الهجوم عن الزاوية الحرجة**، فإذا لم تتحقق هذه الشروط، فإن فرق الضغط لن يكفي لانتاج قوة حمل قادرة على ابقاء الطائرة في الهواء، وعندها تبدأ الطائرة بالتهاوي باتجاه الأرض، وهذا ما يسمى اصطلاحاً بالسقوط (Stalling).

التيار الهواء المنفصل: Separated Airflow



الشكل 1 – 15 تدفق التيارات الهوائية حول الجناح الغير متماثل عند زاوية هجوم أكبر من صفر

توضح الصورة أعلاه كيف يكون توزيع التيار الهوائي والضغط السكوني في الوضع الطبيعي، راجع الفصل الخامس (وكيفية تحريك التيار الهوائي حول الجناح ونقطة تجمع التيار عند مقدمة الجناح (Stagnation point).

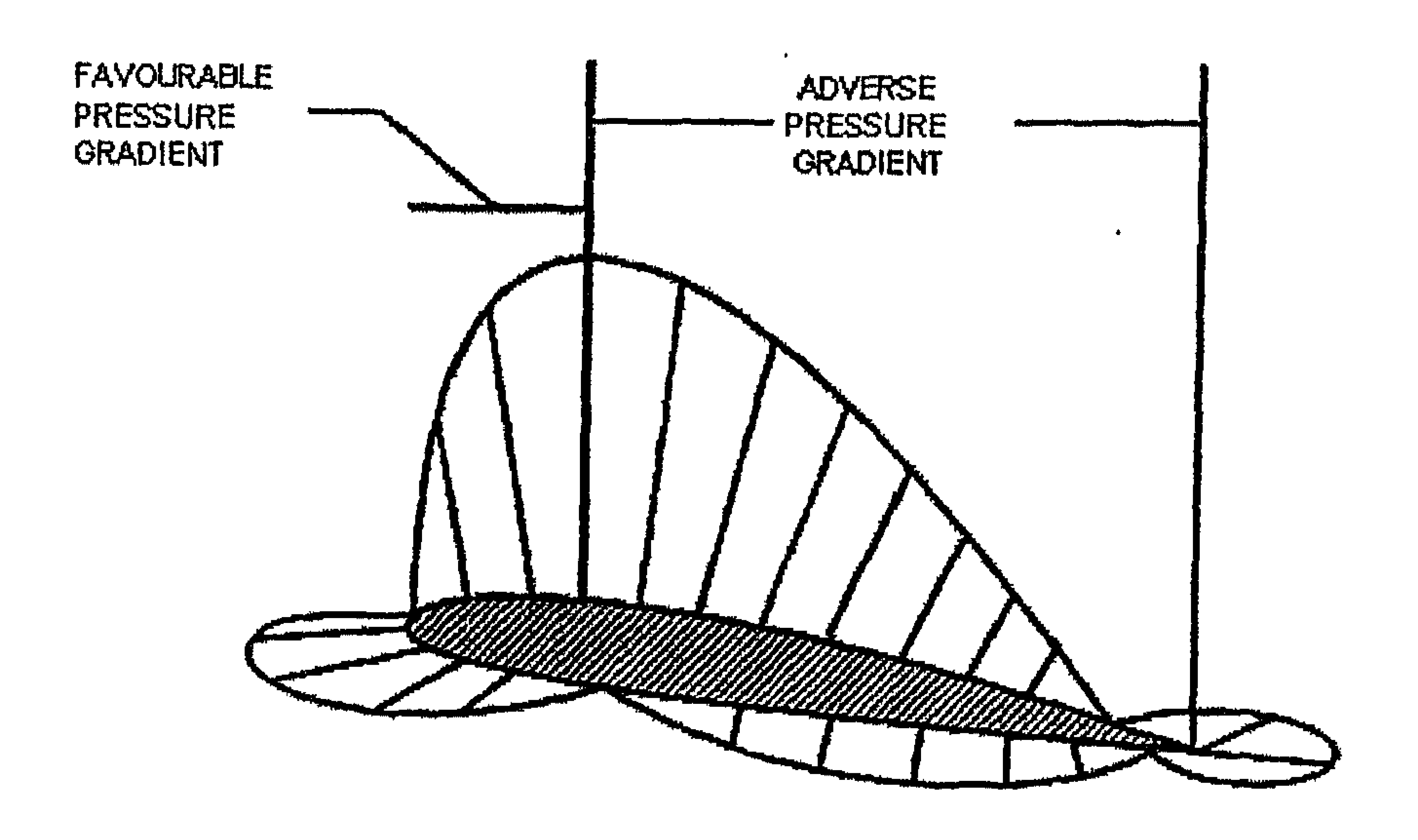


الشكل 2 – 15 تدفق التيارات الهوائية حول الجناح الغير متماثل عند زاوية هجوم كبيرة يؤدي إلى انفصال التيار الهوائي فوق الجناح

لاحظ في الصورة أعلاه أيضاً أن التيار الهوائي يبدأ بالانفصال عند نقطة ما في مؤخرة الجناح، هذه النقطة تسمى (separation point) أو نقطة الانفصال.

ولاحظ أيضاً أنه بعد نقطة الانفصال يصبح التيار مضطرباً ولا يمكن تكوين اي فرق في الضغط عنده.

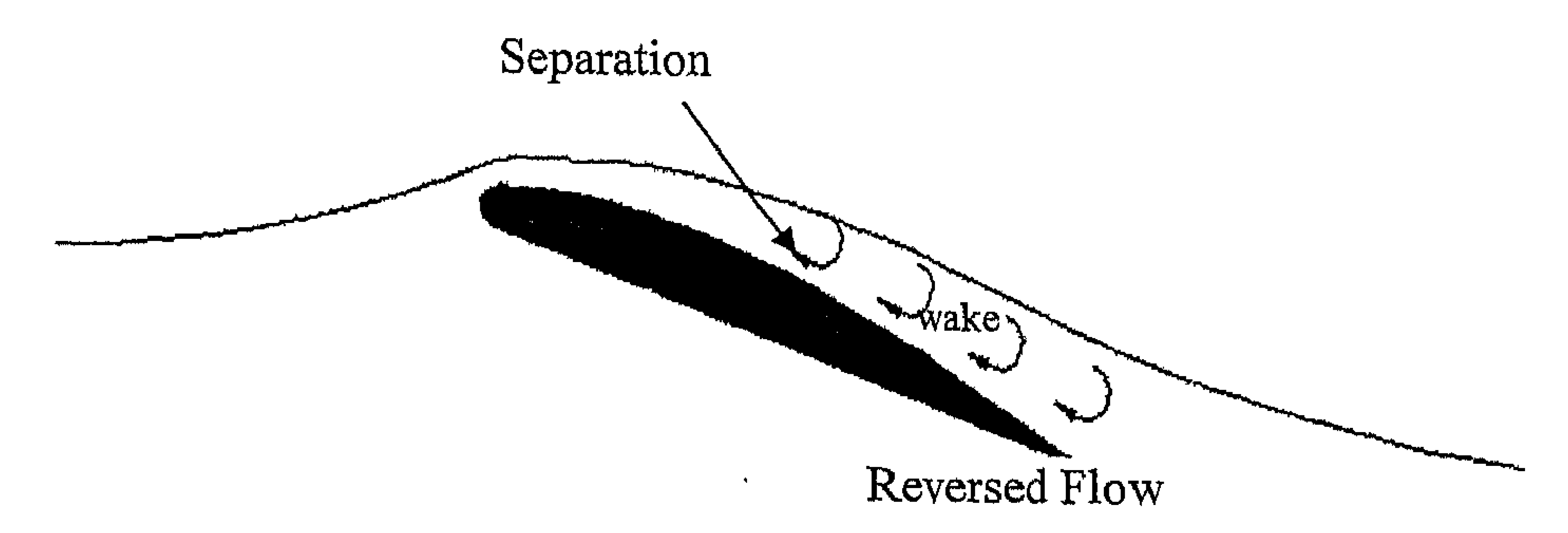
في الصورة التالية توضيح آخر لتوزيع الضغط حول الجناح في الوضع الطبيعي.



الشكل 3 – 15 تغير قيم الضغط حول الجناح

لاحظ أن فرق الضغط يزداد ويزداد حتى أعلى قيمة عند نقطة مركز الضغط Center of Pressure وبعدها يبدأ فرق الضغط بالانخفاض يدريجياً (Adverse pressure gradient) حتى الوصول إلى نقطة الانفصال والتي بعدها يصبح من الصعب جداً تحديد قيم الضغط بسبب الاضطراب في التيار الهوائي.

ومع زيادة الزاوية الحرجة (Angle of Attack) فإن نقطة الانفصال تتحرك باتجاه مقدمة الجناح بصورة مضطردة، مكونة خلفها تيارات هوائية مضطربة، وقد يسمح ذلك لبعض التيارات الهوائية بالحركة من مؤخرة الجناح إلى مقدمته كما في الشكل التالي، وهذه التيارات الهوائية معروفة باسم التيارات الهوائية المعاكسة (Reversed flow).

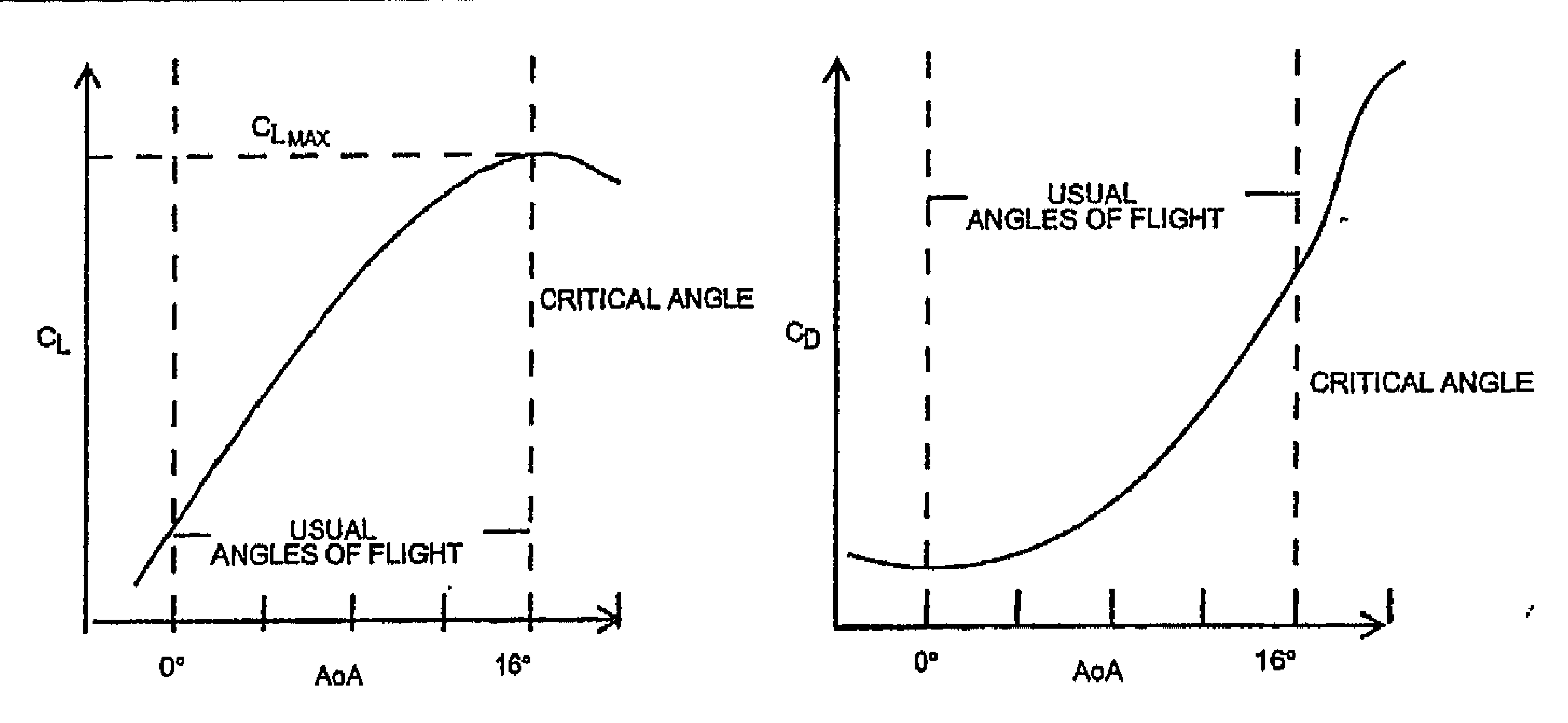


الشكل 4 – 15 تيارات الهواء المعاكسة

ومع كل هذه الخسارة في قيم قوة الحمل فإن هناك زيادة كبيرة في مقاومة الهواء، وعندها يعمل الجناح نفسه كمصد للرياح مما يقلل من سرعة الطائرة في الهواء ويزيد من قوة الدفع المطلوبة لتفادي السقوط.

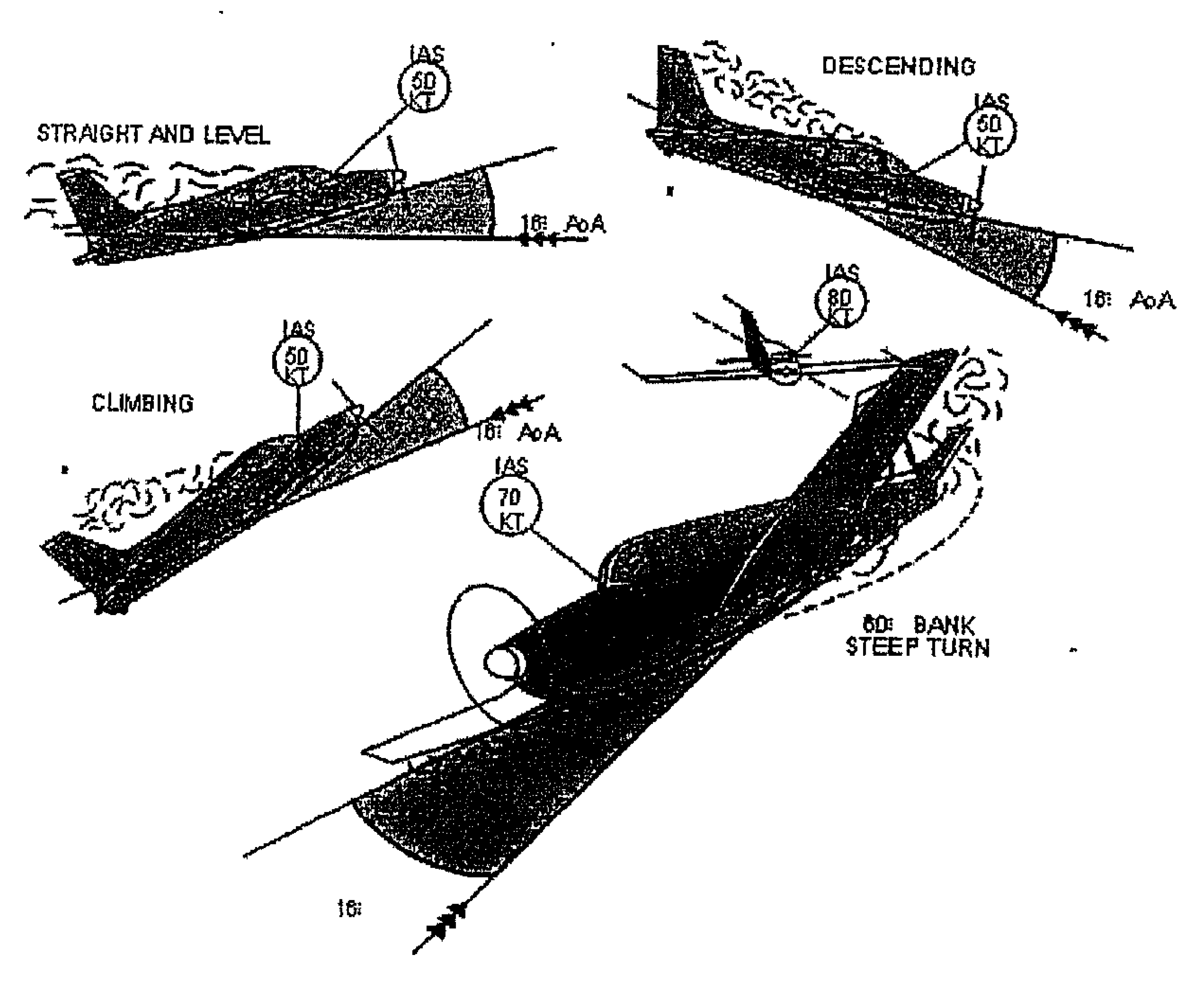
زاوية الهجوم الحرجة Critical angle of Attack

كما ذكرنا سابقاً في الفصل الخامس، فإن الزاوية الحرجة هي زاوية الهجوم التي يكون عندها معامل قوة الحمل C_L عند أعلى قيمة وبعدها يبدأ بالانخفاض بصورة كبيرة، هذه الزاوية الحرجة تكون في معظم الطائرات الخفيفة عند حوالي 15°–16° بغض النظر عن سرعة الطائرة في الهواء مع اعتبار استخدام أجهزة الرفع الثانوية مثل جنيحات الرفع الخلفية والأمامية (Flaps & Slats)، والرسم البياني التالي يذكرنا بما تم شرحه أيضاً في الفصل الخامس.



الشكل 5 – 15 منحنى قوة المقاومة وقوة الحمل

أما الصور التالية فتوضح أنه من الممكن الوصول إلى الزاوية الحرجة 15°–16° في أي مرحلة من مراحل الطيران سواءً عند الاقلاع أو الهبوط أو الدوران.



الشكل 6 – 15 يحدث السقوط عند نفس الزاوية في أي مرحلة من مراحل الطيران

من الممكن اشتقاق علاقة بين سرعة السقوط وكمية قوة الحمل من خلال معادلة قوة الحمل.

$$\mathbf{Lift} = \tfrac{1}{2} \times \mathcal{D}\rho \times \mathbf{V}^2 \times \mathbf{C_L} \times \mathbf{S}$$

حيث $\mathcal{D}\rho$= كثافة الهواء

V: سرعة الطائرة في الهواء.

C_L: معامل قوة الحمل.

S: مساحة الجناح الكلية.

وعلى اعتبار أن كثافة الهواء ($\mathcal{D}\rho$) ومساحة الجناح (S) ثابتين عند ارتفاع معين، فمن الممكن تبسيط معادلة قوة الحمل كالتالي:

$$L \propto C_L \times V^2$$

ولكن عند زاوية الهجوم الحرجة يكون C_L في أعلى قيمة له $\Leftarrow C_{Lmax}$. وبما أن C_{Lmax} هو قيمة ثابتة لنوع معين الأجنحة فإن كمية قوة الحمل الناتجة عند حالة السقوط تكون في علاقة مع سرعة الطائرة في الهواء هي:

$$L \propto (V_s)^2$$

وبالتالي فإن تحديد قيمة سرعة السقوط تعتمد على كمية قوة الحمل التي يحتاجها الجناح للطيران بصورة عادية

هذا كله يعتمد على ما يلي:

1. **الوزن:** قلنا أن قوة الحمل هي الداعم الأساسي للوزن لابعاد الطائرة في الهواء، وكلما زاد الوزن كلما زادت قوة الحمل المطلوبة لدعمه. وبالتالي وبما أن:

$$L \propto (V_s)^2$$

فإن زيادة الوزن تزيد من قيمة سرعة السقوط.

وهذه العلاقة صحيحة لأي زاوية حرجة كانت على اعتبار أن C_{lmax} لا يتأثر بسرعة الطائرة بالهواء.

هناك معادلة يتم من خلالها إيجاد قيمة سرعة السقوط الجديدة عند تغيير وزن الطائرة (كاختلاف عدد الركاب أو البضائع المحملة في الطائرة).

$$\frac{V_{STALL1}}{V_{STALL2}} = \sqrt{\frac{W_1}{W_2}}$$

مثال: إذا كانت سرعة السقوط لطائرة بوزن (1000كغم) = 70 عقدة جوية فكم سيكون عند زيادة وزن الطائرة إلى 1100 كغم؟

الحل:

$$70/V_{s2} = \sqrt{1000/1100}$$

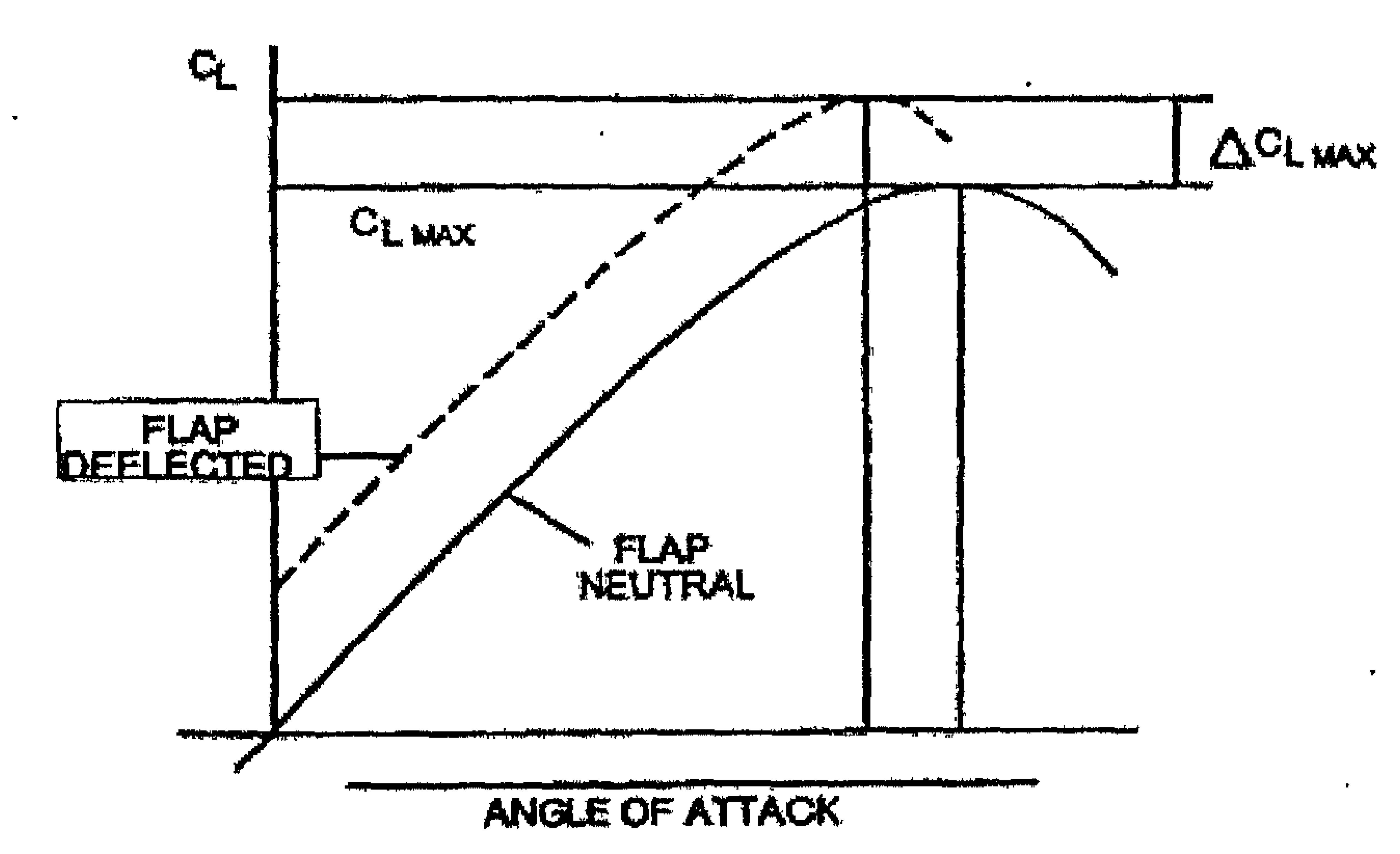
$$V_{s2} = 73{,}42\text{kts.}$$

أي أن سرعة السقوط لنفس الطائرة وعند وزن 1100 كغم تكون مساوية لـــ 73,42 عقدة جوية.

هذه القاعدة تكون صحيحة حتى الزيادة في الوزن بنسبة 30%، وعند الزيادة بصورة اكبر من ذلك يتم احتساب قيمة سرعة السقوط بطرق أخرى ذلك أن هذه الطريقة لم تعد صحيحة وينتج عنها نتائج غير واقعية.

2. وضعية الطائرة Aircraft configuration

لا تعتمد قيمة معامل قوة الحمل فقط على قيمة زاوية الهجوم، وإنما أيضاً على درجة تحدب الجناح وطول وتره، وقلنا سابقاً أننا نستطيع تغير تحدب الجناح وطول وتره عن طريق استخدام جنيحات الرفع الخلفية (Flaps) أي عند استخدام وضعية الهبوط.



الشكل 7– 15 أثر استخدام جنيحات الرفع الخلفية على قوة الحمل

أي أن استخدام وضعية الهبوط يزيد من قيمة Clmax، وهذا يعني أيضاً ان قدرة إنتاج قوة الحمل ستزداد عند أي قيمة لزاوية الهجوم، ويؤهلها لحمل وزن أعلى أو لحمل نفس الوزن عند سرعات أبطأ.

وبالتالي فإن قيمة سرعة السقوط ستقل عند استخدام وضعية الهبوط (استخدام Flaps)، كذلك فأن قيمة الزاوية الحرجة تقل أيضاً عند استخدام جنيحات الرفع الخلفية Flaps.

3. قوة المحركات Engine power

وأقصد هنا المحركات ذات الأسطوانات والمراوح المثبتة على مقدمة رأس الطائرة وليس المحركات النفاثة، حيث أن زيادة قوتها يعني زيادة في سرعة التيارات الهوائية المتحركة خلفها باتجاه جناح الطائرة، هذا بدوره يزيد من سرعة التيار الهوائي فوق الجناح ويقل من قيمة سرعة السقوط.

4. المناورات: Manoevers

نتذكر من الفصل الماضي أن قيمة سرعة السقوط تتأثر بالدوران وقلنا أنه كلما زادت زاوية الدوران كلما زادت معها قيمة سرعة السقوط.

إدراك بداية السقوط عند سرعات منخفضة:

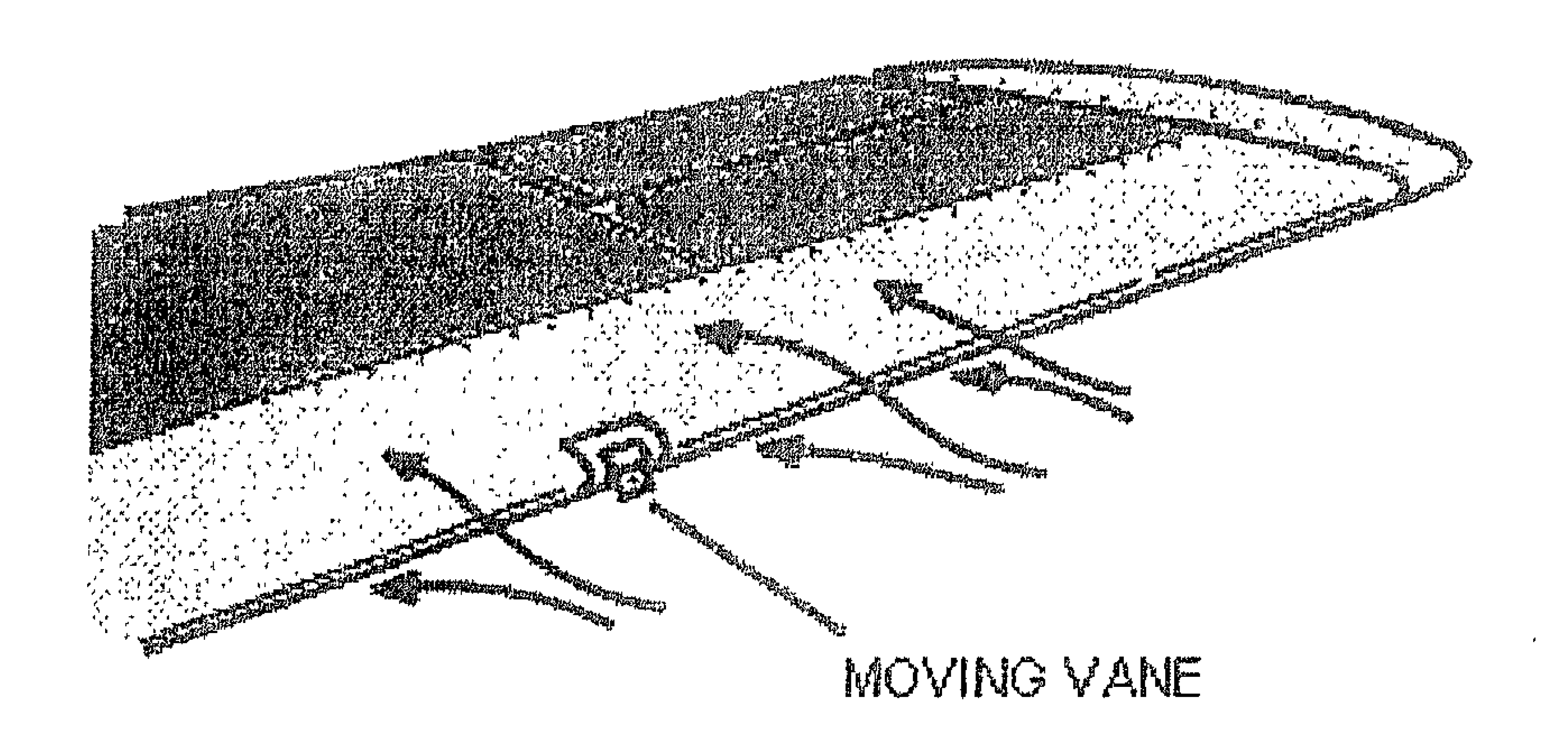
معظم حالات السقوط تكون عند سرعات منخفضة، وزاوية هجوم عالية، وعندها يكوّن التيار المنفصل من على الجناح تيارات مضطربة خلفه تمر من خلال ذيل الطائرة، وهذا بدوره يؤدي إلى اهتزازات في أجهزة التحكم داخل قمرة القيادة، بالإضافة إلى اهتزاز في كل جسم الطائرة.

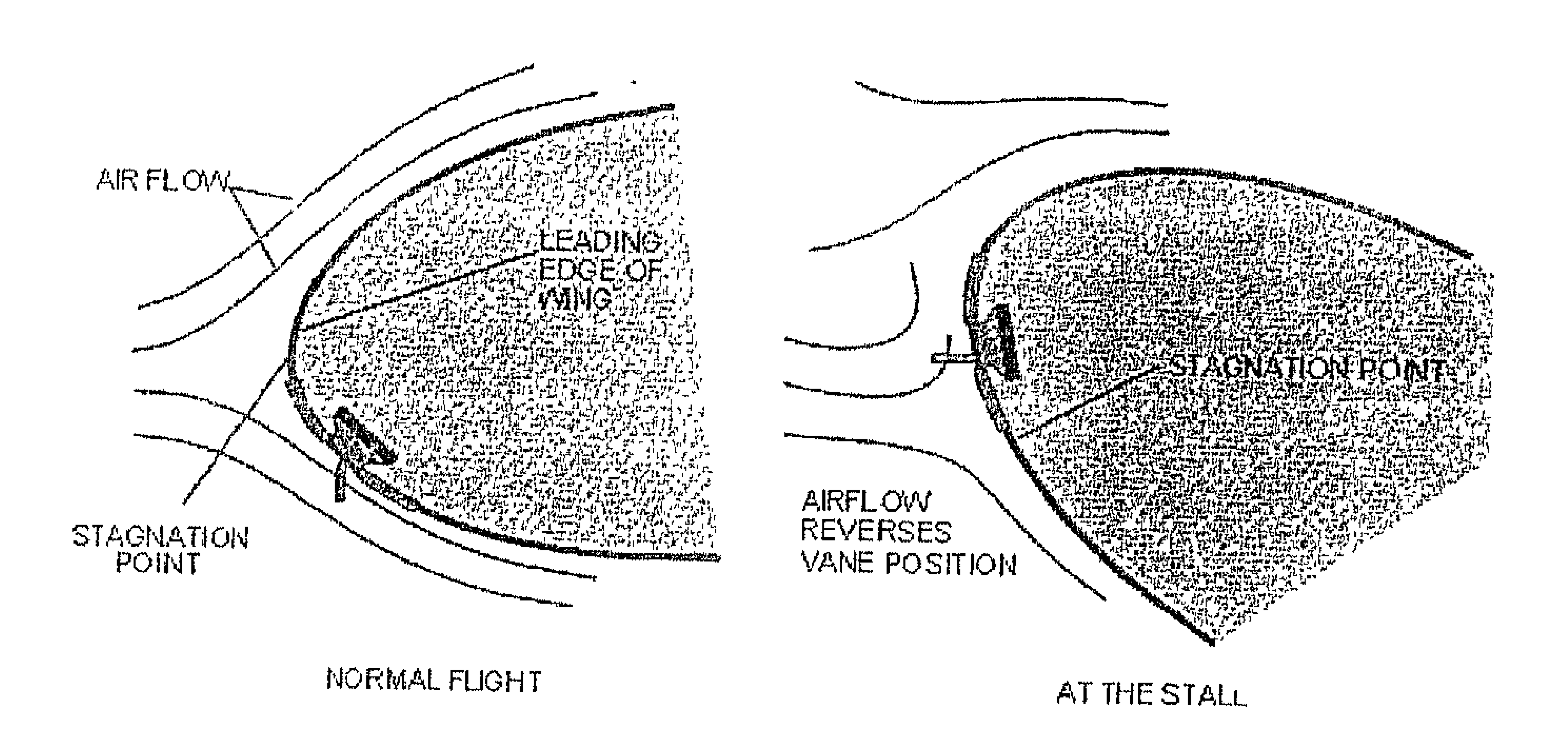
وهذا معروف بالاهتزاز ما قبل السقوط (Pre–stall Buffet) وهذا عادة يحدث عند زوايا هجومية أقل من الزاوية الحرجة بدرجة إلى 3 درجات، ويرافقه كما قلنا اهتزازات بأجهزة التحكم بالإضافة إلى انخفاض في ارتفاع الطائرة ناتج عن نقص في قوة الحمل المتوفرة.

وبعد الوصول إلى الزاوية الحرجة فإن منظومة الضغط حول الجناح تنعدم ويبدأ بعدها مركز الضغط بالتحرك إلى الجهة الخلفية من الجناح، مما يؤدي إلى دفع مقدمة الطائرة للأسفل.

انذار السقوط في الطائرات الخفيفة Stall warning in lift aircraft

بالاضافة إلى الاهتزاز ما قبل السقوط، فإن هانك جهاز انذار يصدر صوتاً عند الوصول إلى حالة السقوط، ويعمل هذا الجهاز من خلال جزء معدني مثبت على مقدمة الجناح ويتحرك بصورة حرة حسب اتجاه التيار الهوائي عند مقدمة الجناح، وفي الحالات العادية أي قبل الوصول إلى الزاوية الحرجة يكون هذا الجزء متجهاً للأسفل وعند الوصول إلى الزاوية الحرجة فإنه يتحرك للأعلى بسبب اختلاف اتجاه التيار الهوائي ومكان نقطة التجمع الهوائي، وعند تحرك هذه القطعة المعدنية للأعلى فإنها تؤدي إلى ايصال تيار كهربائي متصل بجرس إنذار داخل قمرة القيادة ينذر الطيار بحالة السقوط المحتملة.





الشكل 8 – 15 التيارات الهوائية تحرك القطعة المعدنية قبل السقوط وينطلق التحذير في قمرة القيادة

ملاحظة: أيضاً فإن جهاز الإنذار يعمل عند الوصول إلى سرعات أعلى من سرعة السقوط بـــ 5-10 عقد هوائية.

استدراك حالة السقوط والعودة إلى الحالة الطبيعية:
Recovery from a stall

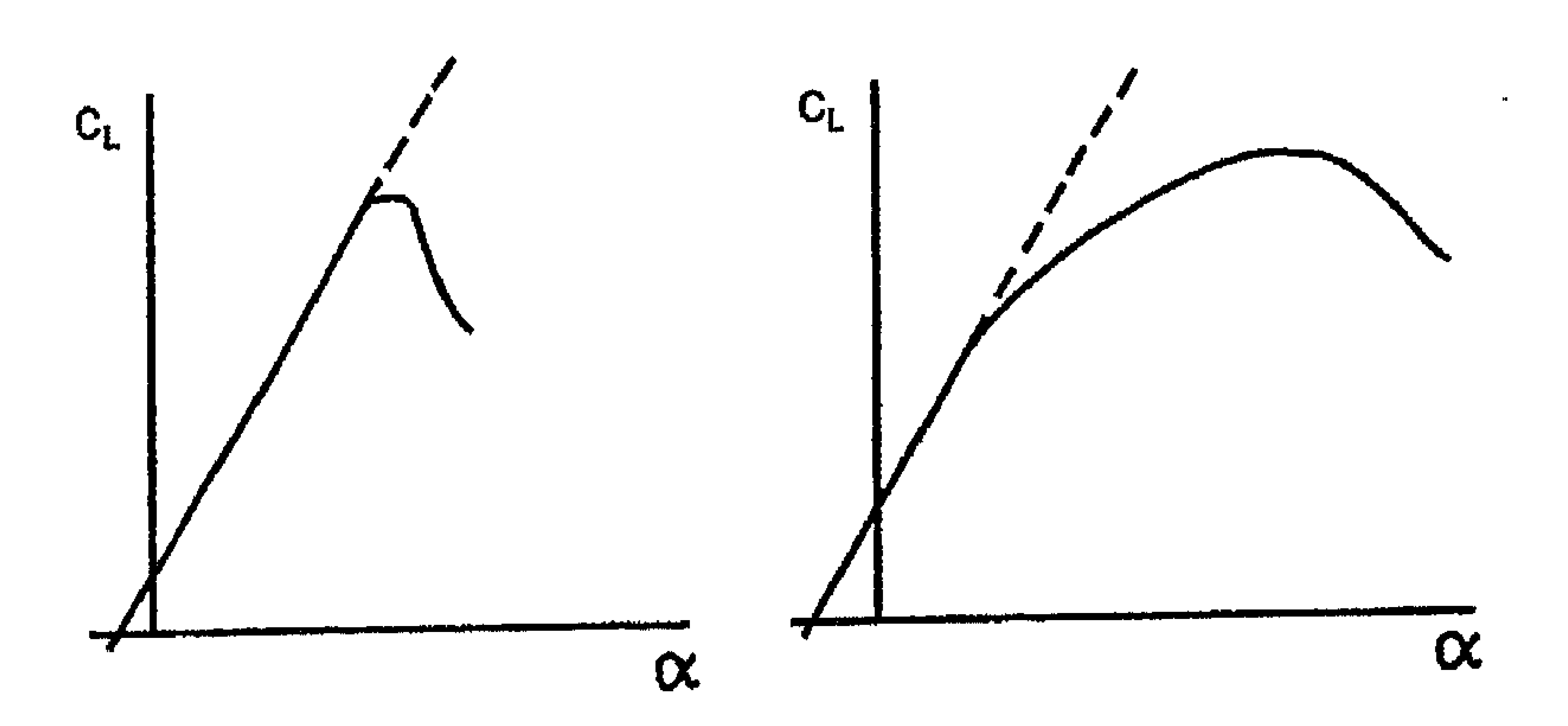
يجب فوراً خفض مقدمة الطائرة وذلك للتخفيض من قيمة زاوية الهجوم، وأيضاً يجب زيادة ضخ الوقود لزيادة قوة دفع المحركات وبالتالي زيادة السرعة، والعودة للوضع الطبيعي.

تأثير شكل المقطع العرضي للجناح على السقوط:
Effect of wing section on stall

قد يكون شكل الجناح من أهم العوامل المؤثرة على السقوط (Stalling)، فبعض الأجنحة يتم فيها السقوط بصورة سريعة ومن دون أي سابق انذار، والبعض الآخر يحدث فيه السقوط بصورة تدريجية بحيث يكون هناك وقت كاف للطيار لاستدراك السقوط والعودة بالطائرة للوضع الطبيعي.

ولكن في الحالات التي يكون فيها السقوط مفاجئاً ومن دون أي سابق انذار، فلا بد من وجود أجهزة تنبه الطيار وتحذره قبل الوصول إلى حالة السقوط.

المنحنى التالي يبين الفرق في قيم (C_L) معامل قوة الحمل باختلاف شكل الجناح، المنحنى الذي على اليسار يدل على أن حدوث السقوط سيكون مفاجئاً وسريعاً ذلك أن قيم C_l تتدنى بصورة سريعة بعد وصولها إلى C_{lmax}، أما المنحنى الذي على اليمين فيدل أن السقوط يحدث بصورة تدريجية ذلك أن قيم C_l تقل بصورة تدريجية أيضاً.



الشكل 9 – 15 يؤثر شكل الجناح على قوة الحمل ومعاملها وبالتالي يؤثر على طبيعة السقوط ووقته

تجدر الإشارة هنا أنه من المفضل تغيير المقطع العرضي للجناح من رأسه وحتى قاعدته، بحيث تجعل أعلى قيمة لقوة الحمل عند قاعدته، مع أعلى قيمة لمعامل قوة الحمل عند الرأس وهذا يعني أن الجناح سيبدأ بالسقوط من رأسه وليس من عند قاعدته، وهذا يكفي لجعل الطائرة تهتز بصورة بسيطة معطية الطيار الفرصة لاستدراك الموقف قبل سقوط الجناح بصورة كلية.

أهم المتغيرات المؤثرة على ذلك وهي:

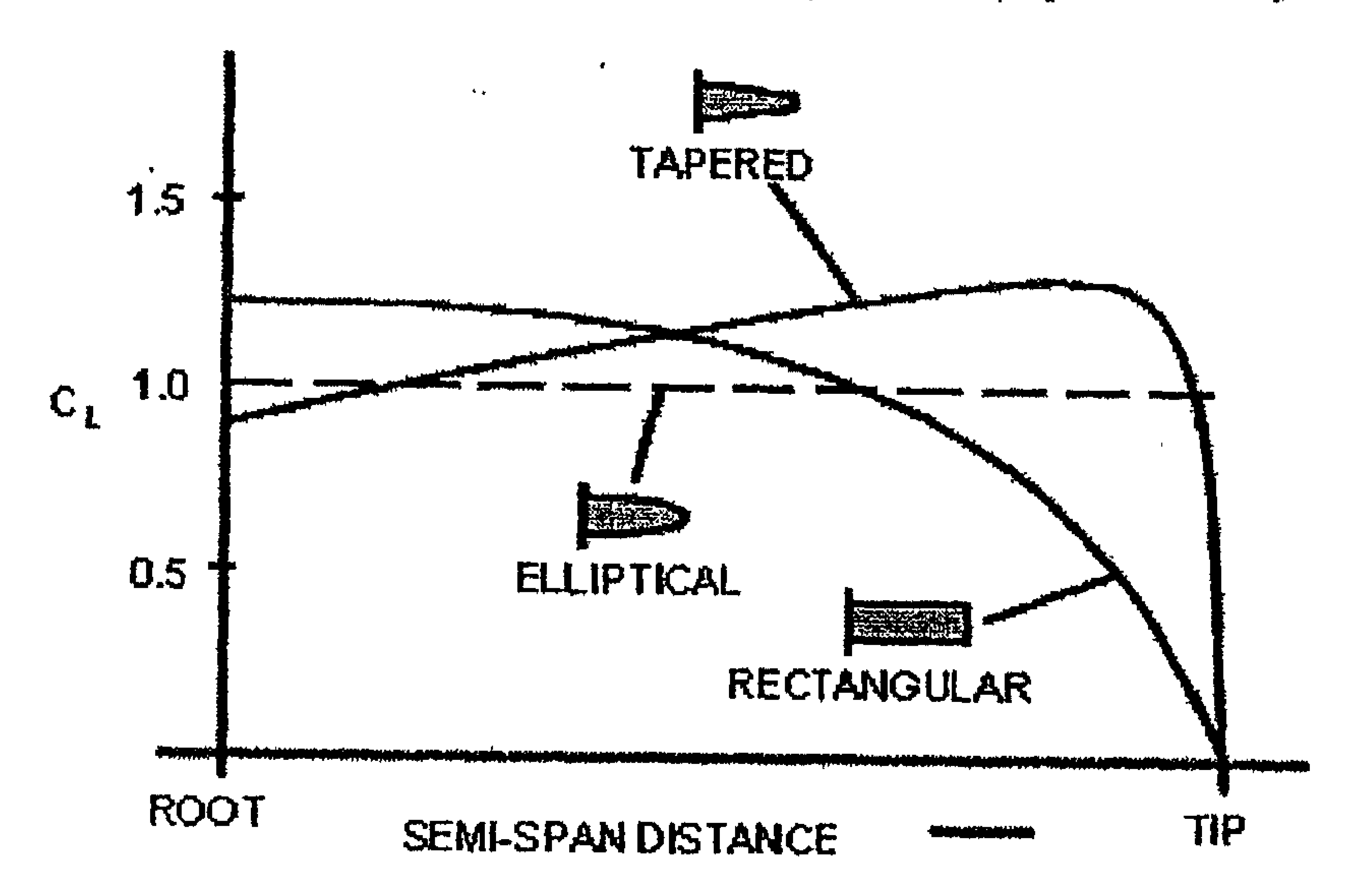
* النسبة بين سمك الجناح وطول وتره Thickness–chord ratio.
* درجة التحدب (Camber).
* نقطة أعلى سماكة بالنسبة لوتر الجناح.
* مدى استدارة مقدمة الجناح (Leading edge curvature).

وفيزيائياً فإن الجناح يسقط بصورة مفاجئة عند الحالات التالية:

* جناح ذو سماكة قليلة.
* مقدمة الجناح ذات استدارة بسيطة.
* كلما كانت نقطة أعلى سماكة للخلف باتجاه الحافة الخلفية للجناح.

وهذا كله يقودنا إلى أنه ليس من الضروري أن يسقط الجناح كاملاً من قاعدته إلى رأسه بصورة مباشرة، فالسماكة تختلف من القاعدة إلى الرأس، كما أن استدارة مقدمة الجناح تختلف أيضاً من قاعدة الجناح إلى رأسه.

الرسم التالي يوضح كيفية تغيير قيمة Cl على الجناح من قاعدته إلى رأسه لعدة أشكال مثل الجناح ذو الشكل المستطيل (Rectangular) والجناح ذو الشكل البيضوي أو الاهليجي (Elliptical) والجناح ذو الشكل المغزلي Tapered.



الشكل 10 – 15 اختلاف قيم معامل قوة الحمل من قاعدة الجناح حتى رأسه مع اختلاف شكله

لاحظ أن قيم C_l تكون متساوية على طول الجناح البيضوي من قاعدته إلى رأسه وهذا يعني أن الجناح **سيسقط من جميع جهاته بصورة متساوية، وبصورة مفاجئة** أما الجناح المستطيل فإن C_l له تكون أعلى من قاعدته وهذا **يعني الوصول إلى C_{lmax} عند القاعدة والسقوط قبل الرأس.**

References :

Abbott, Ira H.; von Doenhoff, A. E. (1959). Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data

Anderson, J.D., Fundamentals of Aerodynamics, 4th Ed., McGraw-Hill, 2007

Ashley, Holt; Landahl, Marten (1985). Aerodynamics of Wings and Bodies

ATP Gleim- 2012.

Bertin, J. J.; Smith, M. L. (2001). Aerodynamics for Engineers

Clancy, L.J.(1975), Aerodynamics, Section 3.3, Pitman Publishing Limited, London

Craig, Gale (2003). Introduction to Aerodynamics

Horizon international flight academy hand book of principles of flight

Katz, Joseph (1991). Low-speed aerodynamics: From wing theory to panel methods. McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering. New York: McGraw-Hill.

Lanchester, F. W. (1907). Aerodynamics.

Principles of Flight handbook – Oxford.

Smith, Hubert C. (1991). Illustrated Guide to Aerodynamics (2nd ed.). McGraw-Hill.

وآخر دعواهم أن الحمد لله رب العالمين

مبادئ الطيران





الأردن - عمان
شارع الملكة رانية - مقابل كلية الزراعة - عمارة العساف

Tel.: +962 6 5343052 - Fax: +962 6 5356219
E-mail: dar.jaleesalzaman@yahoo.com
dar.jaleesalzaman@hotmail.com

تصميم: نائل هوجان
079 7212693